

推力偏向機構を用いるマルチロータヘリコプタ の姿勢制御に関する研究

2015 年 3 月

今村 彰隆

徳島大学大学院 先端技術科学教育部
知的力学システム工学専攻
機械創造システム工学コース

内容要旨

昨今、空中撮影や農薬散布などに無人ヘリコプタの利用が盛んになっている。我が国は国土が狭く山間地まで農地が作られる事情もあり、有人機では困難な狭所や危険地域、またコストの問題で利用できない空中業務を無人機が代行できるレベルにまでなってきた。搭載重量が比較的軽い空中撮影ではマルチロータヘリコプタが用いられ、搭載重量が重い農薬散布などでは大型な従来型のシングルロータヘリコプタが用いられている。マルチロータヘリコプタはシングルロータヘリコプタに較べて構造が簡単で操縦も容易なため、玩具のレベルまで低コスト化が進んでいる。また「ドローン」という愛称で呼ばれ、将来性が期待されるため「空の産業革命」と言われている。

本論文は、筆者が徳島大学大学院先端技術科学教育部知的力学システム工学専攻在学中に行ったマルチロータヘリコプタの姿勢制御に関する研究成果をまとめたものであり、以下の6章により構成されている。

第1章は本論文における研究背景及び関連分野の研究動向について概説を行うとともに、本研究の位置づけと目的を明らかにする。

第2章では、マルチロータヘリコプタの構造及び飛行に関する基礎技術について概説する。さらにマルチロータヘリコプタの空中撮影や対地計測などへの応用や課題について検討し、推力偏向機構による解決策を提案する。

第3章では、初期の研究として提案した偏向可能な補助推力装置を付加したクアッドロータヘリコプタに関し、本方式の機体構造、試作実験機および飛行試験により行った評価結果について述べる。

第4章では、ダクテッドファンを主推力装置とし、これに推力偏向ノズルを組み合わせる推力方向制御システムとしたクアッドロータヘリコプタを提案し、本方式の機体設計、実験機の試作および飛行試験による評価結果について述べる。

第5章では、ティルトロータ機構をクアッドロータヘリコプタに組合せた、最もシンプルな推力偏向機構を提案し、本方式の機体構造、試作実験機および飛行試験による評価結果について述べる。

第6章では、QRHの推力偏向に関する3種の提案方式について総合的な比較評価を行い、本研究の目的に最適な方式を決定し、結論を述べる。

目次

第1章 序論	1
1.1 無人航空機	1
1.2 マルチロータヘリコプタ	2
1.3 ジンバル装置	2
1.4 研究目的と概要	4
1.5 記号説明	5
第2章 マルチロータヘリコプタの飛行姿勢	7
2.1 序言	7
2.2 ヘリコプタの飛行姿勢	7
2.3 推力偏向機構	8
2.3.1 補助推力型クアッドロータヘリコプタ	10
2.3.2 推力偏向ノズル型クアッドダクテッドファンヘリコプタ	11
2.3.3 ティルトロータ型クアッドロータヘリコプタ	11
2.4 結言	12
第3章 補助推力型クアッドロータヘリコプタ	13
3.1 序言	13
3.2 偏向型補助推力装置	13
3.2.1 構成	13
3.2.2 効果	14
3.3 コントロールシステム	15
3.3.1 偏向制御	15
3.3.2 推力制御	16
3.4 制御フロー	16
3.5 実験	18
3.5.1 実験機体	18
3.5.2 実験項目	21
3.6 実験結果	23
3.6.1 飛行試験1 (Ex. 1)	23
3.6.2 飛行試験2 (Ex. 2)	25
3.6.3 飛行試験3 (Ex. 3)	27
3.6.4 操縦感覚	29
3.7 結言	30
第4章 推力偏向ノズル型クアッドダクテッドファンヘリコプタ	33
4.1 序言	33
4.2 推力方向制御システム	33

4.2.1	クアッドダクテッドファンヘリコプタ	34
4.2.2	滑走飛行	35
4.2.3	高度維持制御	36
4.3	実験	37
4.3.1	実験機体	37
4.3.2	フライトコントローラおよびRC装置	39
4.3.3	フライトモード	40
4.3.4	横風テスト	42
4.3.5	追加実験	42
4.3.6	実験手順	43
4.4	結果	43
4.4.1	飛行試験1 (Ex. 1)	43
4.4.2	飛行試験2 (Ex. 2)	44
4.4.3	飛行試験3 (Ex. 3)	45
4.4.4	飛行試験4 (Ex. 4)	46
4.4.5	推力マージンについて	47
4.4.6	追加試験 (Ex. 5)	47
4.5	結言	48
第5章	ティルトロータ型クアッドロータヘリコプタ	51
5.1	序言	51
5.2	ティルトロータ型ヘリコプタ	51
5.2.1	クアッドロータヘリコプタ	53
5.2.2	ティルトロータ機構	54
5.3	飛行実験	56
5.3.1	QTRHの実験機体	57
5.3.2	フライトコントローラ	58
5.3.3	フライトモード	60
5.3.4	実験方法	61
5.4	結果	63
5.4.1	飛行試験1 (Ex. 1): 折り返し直線運動	63
5.4.2	飛行試験2 (Ex. 2): 円運動	65
5.4.3	飛行試験3 (Ex. 3): 横風テスト	67
5.5	結言	69
第6章	結論	71
6.1	序言	71
6.2	偏向補助推力型クアッドロータヘリコプタ	71
6.3	推力偏向ノズル型クアッドダクテッドファンヘリコプタ	71

6.4 ティルトロータ型クアッドロータヘリコプタ	72
6.5 総合評価	72
6.6 結言	73
付録	75
1. フライトコントローラについて	75
2. グランドステーションについて	77
本論文に関する原著論文	81
A. 学術論文	81
B. 国際会議発表	81
C. 国内口頭発表	82
D. 共著論文	83
• 学術論文	83
• 国際会議発表	83
• 国内口頭発表	83

第 1 章 序論

1.1 無人航空機

航空機は飛行機と呼ばれる固定翼型とヘリコプタと呼ばれる回転翼型に大別されるが、無人航空機でも同様に 2 つに大別され利用されている。

近年、有人航空機では垂直離着陸(VTOL; Vertical Take-Off and Landing)型の実用化が話題になっている。また従来は軍事やホビーで利用されていた無人航空機(UAV; Unmanned Aerial Vehicle)が着目され、民間業務で利用が広がっている。国土が狭く山間地まで農地が作られる我国の事情もあり、農薬散布や空中撮影などにおいて無人ヘリコプタが盛んに利用されている (Figure 1.1, [1])。また有人機では効率やコストの問題で利用できない空中業務を無人機が代行できるレベルに技術も向上している。さらに有人機では困難な狭所や危険地域、自然保護地域などでの空中撮影、監視、計測に無人機が利用されている。

有人機と同様に無人機でも滑走路の不要なヘリコプタが多様に利用され、搭載重量が比較的軽い空中撮影では小型なマルチロータヘリコプタが用いられ (Figure 1.2, [2])、搭載重量が重い農薬散布などでは大型な従来型のシングルロータヘリコプタが用いられている。マルチロータはシングルロータに較べて構造が簡単で操縦も容易なため、玩具のレベルまで低コスト化が進んでいる。また「ドローン」という愛称で呼ばれ、将来性が期待されるため「空の産業革命」と言われている。



Figure 1.1 UAV for Spraying Agricultural Chemicals
(RMAX from Yamaha Motor [1])



Figure 1.2 Quad Rotor Helicopter
(DJI F450 with NAZA [2])

1.2 マルチロータヘリコプタ

UAV を運用する場合、機体の大型化や遠距離での利用は共に地上からの制御が難しくなるため、安全に運用するための技術開発が急務となっている。特に、シングルロータヘリコプタは大型化に適しているが、ロータ直径が機体よりも大きいため、周囲の物と衝突する危険に直面している。

一方、小径ロータを複数個用いるマルチロータヘリコプタ(Multi Rotor Helicopter; MRH)は小型化に適しているため、ホビー用から産業用まで広く開発されている。ロータ数は 2 個以上が用いられるが、ロータの反トルクを相殺するため偶数個を使用する方法が基本である。構造が簡単な 4 個(Quad)のロータが最も多く利用されているため、本研究でも Quad Rotor Helicopter (QRH)を研究対象とする。またほとんどのマルチロータヘリコプタは姿勢制御のために様々なセンサを装備しており、飛行安定性および操縦性は従来のシングルロータヘリコプタよりも遙かに良い。

1.3 ジンバル装置

空中撮影を目的とする場合、機体に搭載されたカメラの映像は機体の姿勢変化がダイレクトに影響する。したがって被写体を画像中央に捉え続けることは困難である。そこで、機体もしくはカメラの動きをジャイロセンサで検出し、キャンセルするようにカメラの姿勢を自動制御すれば、カメラ映像への影響を抑え

ることができる。**Figure 1.3** に示す直交型のジンバルにカメラを取り付け、ジンバルの軸にサーボモータ等を用いてカメラ姿勢の自動制御機構を実装すれば、機体の姿勢変化をキャンセルできる。

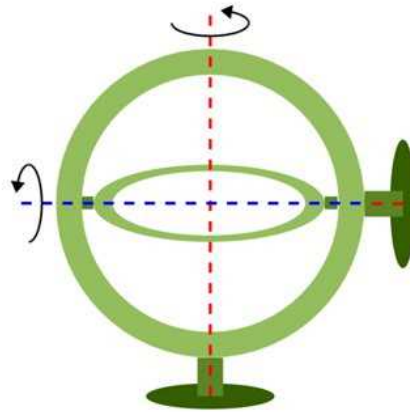


Figure 1.3 Gimbals







Figure 1.4 Camera Installed with Gimbals
(Camera maintained to the horizontal.)

Figure 1.4 は 2 軸を DC ブラシレスモータでダイレクトドライブするものでブラシレス・ジンバルと呼ばれ、従来品に較べ追従性が飛躍的に向上している。指定のカメラに対して重量バランスを合わせて設計された製品が市販されている。**Figure 1.4** は小型カメラで代表的な GoPro HERO 3 に専用設計されたものである。RC 用の PWM 信号を入力することで、任意の方向へ向けることができ、その方向を精度良く維持することができる。

1.4 研究目的と概要

一般に航空機は、Table 1.1 で示すように前進・旋回の際や横風に対抗するために機体を傾けて飛行する。

Table 1.1 Attitude of Airframe

	Forward	Turn
Plane (Fixed Wing)		
Helicopter (Rotary Wing)		

空中撮影や対地計測では水平姿勢を保つことが要求される。一般的な対応策はジンバル装置を用いて撮影機器等を搭載し、機体姿勢が変化しても搭載機器の対地姿勢を一定に保つ方法である。本研究では Figure 1.4 で示すようなレーザ測域センサを QRH に搭載し構造物や地形の計測を行う業務を想定している。計測中は飛行姿勢を水平に保つ必要があるが、移動中や横風時は機体を傾斜せねばならない。この課題に対し本研究では QRH の機体姿勢を常に水平に保つことが可能な機構を提案し、提案方式の有効性を試作機体の開発によって検証することを目的とする。



Figure 1.4 QRH with Laser Range Finder

また最終目標は Figure 1.5 で示すような空中作業ロボットの実現であり、ヒューマノイドロボットと同様に正確な作業を行うにはロボットの姿勢を安定させることが重要である。さらに作業の仕上げ段階で必要な位置調整などは、機体姿勢を任意の状態に固定した飛行が望まれる。このような飛行を実現するためには、従来型の航空機に推力偏向機構などの冗長な自由度の付加が必要になる。



Figure 1.5 Flying Robot with Manipulator
(Composite Picture)

なお空撮が主目的であるならば、DC ブラシレスモータを用いるジンバル装置の方が機構的に簡単で追従性も良い。

1.5 記号説明

- V : 速度
- W : 重量
- g : 重力加速度
- T_R : ロータの推力
- L : 揚力
- F : 遠心力
- F_O : 向心力
- F_H : 水平方向の力

F_C : 横風による力

φ : 機体のバンク角

n : 荷重倍数

R : 旋回半径

T_D : ダクテッドファンの推力

θ : ダクテッドファンの偏向角

参考文献

[1] <http://www.yamaha-motor.co.jp/sky/>

[2] <http://www.dji.com/>

第 2 章 マルチロータヘリコプタの飛行姿勢

2.1 序言

本章では、まず一般的なヘリコプタの飛行姿勢について述べ、つぎに空中撮影や対地計測などの際、機体の姿勢変動に対する一般的な対策であるジンバル装置について概説する。それに対し本研究では異なるアプローチを試みるが、これに用いる推力偏向機構について述べ、マルチロータヘリコプタへ応用することで姿勢変動が抑制されることを示す。これらにより本研究の目的を明確にする。

2.2 ヘリコプタの飛行姿勢

一般に無線操縦(RC; Radio Control)で使用するシングルロータヘリコプタは可変ピッチ型であるが、ロータヘッドのジョイント構造が簡略化されているため、ロータブレードはヒンジレスである。したがって無風時のホバリングであっても僅かに機体を傾け、横風等の外乱がある場合はさらに機体を傾けなければ定位置を保つことができない。

一般的なマルチロータヘリコプタはロータが固定ピッチのため、旋回飛行時の姿勢はピッチ軸の迎え角が前屈であり、ロール軸のバンク角が Figure 2.1 で示すように固定翼機と同じ動きになる。このような円運動では遠心力 F と向心力 F_o が等しくなるよう機体をバンク角 φ に傾けて旋回する。 φ は式 (2.1) および式 (2.2) のように F との関係から求まる。旋回時に高度を維持するには T_R を n 倍とする。 n は荷重倍数と呼ばれ、余分に必要となる推力は迎え角を上昇側に操舵することで補う。

$$F_o = F = T_R \sin \varphi = \frac{W V^2}{g R} \quad (2.1)$$

$$L = W = T_R \cos \varphi \quad (2.2)$$

$$\varphi = \tan^{-1} \left(\frac{F_o}{L} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{V^2}{g R} \right) \quad (2.3)$$

$$n = \frac{T_R}{W} = \frac{1}{\cos \varphi} \quad (2.4)$$

直線移動時は遠心力が無いいため、式 (2.1) は水平方向の力を示し

$$F_H = T_R \sin \varphi \quad (2.5)$$

であり、Figure 2.1 のように前進時の飛行姿勢はピッチ軸が前屈となる。

マルチロータヘリコプタはロータ回転によって反トルクが発生する。この対策としてロータの回転方向を正回転と逆回転に同数用いることで相殺するため、ロータは偶数個になる(Figure 2.2)。よって無風時のホバリングでは水平姿勢が維持される。しかし横風等の外乱が生じる際は、これに対抗する推力が必要となる。そこでQRHは機体を傾けることで水平面に推力を発生させ、位置を維持する(Figure 2.1)。屋外で無風状態は殆ど無いため、QRHは常時機体を傾けて飛行する。

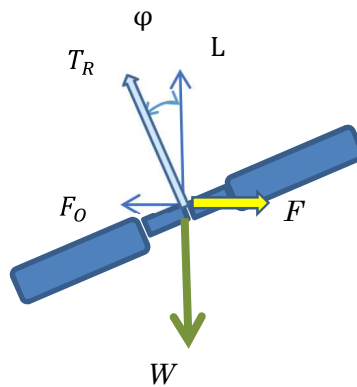


Figure 2.1 Thrust elements of turn flying

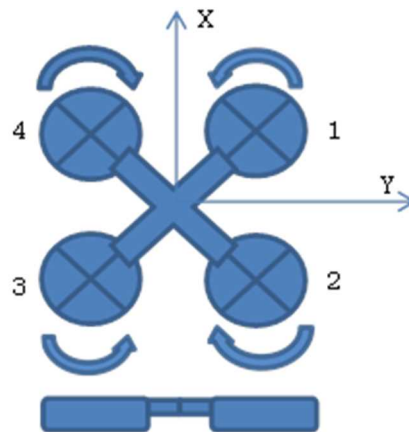


Figure 2.2 Rotating Directions for QRH

2.3 推力偏向機構

推力偏向(thrust vectoring; TV)とは、ロケットエンジンやジェットエンジン、プロ

ペラなどが発生する噴流による推力の方向を異なる方向へ向けるものである。固定翼の航空機ではジェットエンジンの噴流の向きをノズルで変えて機体を持ち上げたり、方向舵の能力を超える機体の姿勢制御が可能になる。そのため VTOL 性能や高機動性が求められる軍用機において実装例がある。

最初に実用化された VTOL 機は、英国ホーカー・シドレー社の Harrier 戦闘機 (Figure 2.3, Figure 2.4, [1])である。



Figure 2.3 Hawker Siddeley Harrier
(From the Wikipedia [1])



Figure 2.4 Thrust Vectoring Nozzle
(From the Wikipedia [1])

また本研究で採用しているティルトロータ機構を備え、固定翼機と回転翼機の機能を併せ持つ V-22 Osprey(米国 Bell Boeing 社、Figure 2.5, [2]) が昨今注目を集めており、実用性が高いため我国の自衛隊でも導入を予定している。

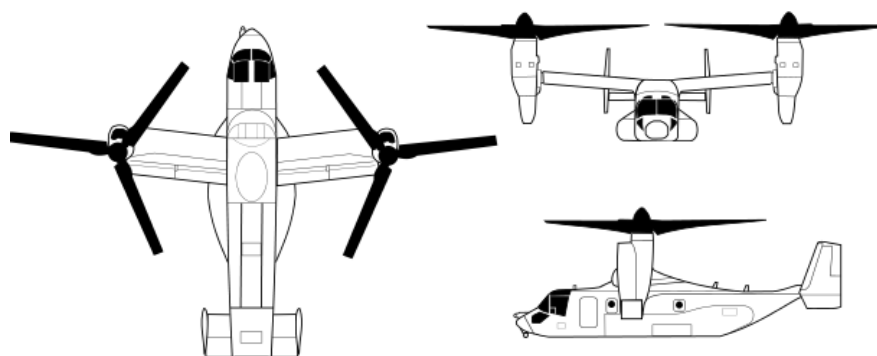


Figure 2.5 Bell Boeing V-22 Osprey
(From the Wikipedia [2])

また、本研究と目的は異なるが Quad 型(Bell Boeing V-44、Figure 2.6, [3])も V-22 の大型化として計画されている。

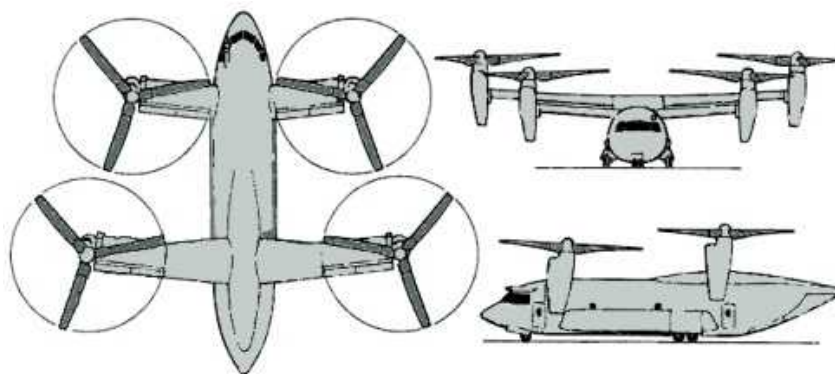


Figure 2.6 Bell Boeing V-44
(From the Wikipedia [3])

本研究ではクアッドロータヘリコプタに次の 3 方式の推力偏向機構を提案する。これらの方式による QRH の実験機を試作し、飛行実験によりその効果を検証する。

2.3.1 補助推力型クアッドロータヘリコプタ

通常の QRH に横滑りさせるための補助推力装置を付加する機体を提案する。補助推力装置(Extra Thruster; ET)にはダクトドファンを用い、任意の方向へ推力偏向ができるように 2 軸のジンバル機構を設け、左右に各 1 個を配置する(Figure 2.7)。補助推力型の詳細は第 3 章で述べる。



Figure 2.7 QRH with ET

2.3.2 推力偏向ノズル型クアッドダクテッドファンヘリコプタ

ダクテッドファンを主推力装置としたクアッドダクテッドファンヘリコプタ(Quad Ducted fan Helicopter; QDH)に対し、各噴出口に推力偏向ノズル(Thrust Vectoring Nozzle; VTN)を付加する機体を提案する。ノズルの偏向は2個のサーボモータを直交に配置して駆動する(Figure 2.8)。推力偏向ノズル型の詳細は第5章で述べる。



Figure 2.8 QDH with VTN

2.3.3 ティルトロータ型クアッドロータヘリコプタ

本研究の目的に特化したティルトロータ型クアッドロータヘリコプタを提案する。本研究で提案するティルトロータ機構(Tilting Mechanism for Rotor; TMR)は、90°毎に配置されるブーム上の各ロータを異なる向きに傾斜させて、所望の推進ベクトルを得る(Figure 2.9)。ティルトロータ型の詳細は第6章で述べる。



Figure 2.9 QRH with TMR

2.4 結言

本章では、まず一般的なヘリコプタの飛行姿勢について述べ、つぎに空中撮影や対地計測などの際、機体の姿勢変動に対する一般的な対策であるジンバル装置について概説した。それに対し本研究では異なるアプローチを試みるが、これに用いる推力偏向機構について述べ、マルチロータヘリコプタへ応用することで姿勢変動が抑制されることを示した。これらにより本研究の目的を明確にした。

参考文献

- [1] http://en.wikipedia.org/wiki/Hawker_Siddeley_Harrier
- [2] http://en.wikipedia.org/wiki/Bell_Boeing_V-22_Osprey
- [3] http://en.wikipedia.org/wiki/Bell_Boeing_Quad_TiltRotor

第 3 章 補助推力型クアッドロータヘリコプタ

3.1 序言

本章では、本研究の目的を達成するための第 1 段階として偏向補助推力型クアッドロータヘリコプタを提案し、本方式の機体構造、試作実験機および飛行試験とその結果について述べる。

3.2 偏向型補助推力装置

3.2.1 構成

ヘリコプタは、移動や旋回時、及び横風などに対して機体を傾けて推力の水平方向成分を発揮する必要がある。機構がシンプルな QRH も同様であるが、一般にロータのピッチが固定であるためロータの回転速度を個別に制御するだけで機体姿勢を制御可能であり、安定した飛行が可能である。

しかし、QRH にカメラ等の機器を搭載する場合、上記の理由により機体を常に水平に保つことができないため、一般にジャイロセンサで制御されるジンバル装置に撮影機器を搭載し、ジンバル装置により搭載機体の水平または姿勢を保つよう制御される。一方、本研究ではこの問題に対し機体姿勢を水平に維持したまま飛行するための推力偏向が可能な補助推力装置(Extra Thruster; ET)を提案する (Figure 3.1)。本章では ET として QRH にジンバル構造で支持されたダクトドファン(Ducted Fan; DF)を 2 組追加する(Figure 3.1)。ET が横風に対抗する様子を Figure 3.2 に示す。

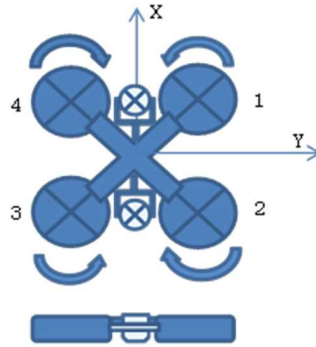


Figure 3.1 Layout of Extra Thruster

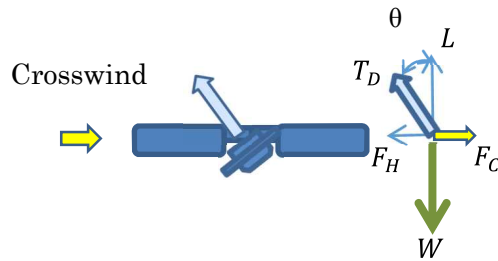


Figure 3.2 Effect of Extra Thruster

3.2.2 効果

ET搭載によるメリットは次の3通りが考えられる。

- ・スキッド効果（水平）
- ・揚力効果（垂直）
- ・スタビライズ効果

まず、スキッド効果はQRHを仮想平面上で滑走させるものであり、姿勢を常に水平に維持しつつ移動するため $\phi = 0$ とし、ETの偏向角 θ によって旋回時の力は式(2.1)と同様に

$$F_O = F = T_D \sin \theta = \frac{W V^2}{g R} \quad (3.1)$$

となる。直線移動時および横風時（Figure 3.2）では水平方向の力となり式(2.5)と同様に

$$F_H = T_D \sin \theta \quad (3.2)$$

となる。揚力はロータとDFの合力となるため

$$L = W = T_R + T_D \cos \theta \quad (3.3)$$

となる。

揚力効果は4個の主推力に2個の補助推力が加わることで揚力が増え、離着陸が容易になり上昇力が増す効果である。

次に、スタビライズ効果は横風が乱流の場合に有効な方法であり、ETを向かい合わせに推力偏向することで、見かけ上のスパンが広がり外乱に対するロバスト性が高まる(Figure 3.3)。しかし十分な効果を得るためには4組が必要となる。

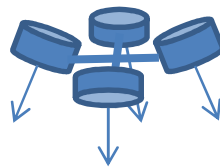


Figure 3.3 Layout for Stabilization Effect

ET 搭載によるデメリットは次の通りである。

- ・ 重量の増加
- ・ 消費電力の増加
- ・ 機構および制御の複雑化

DF 特有の高周波騒音

このうち、機体重量の増加が最大の難点である。

本論文では、水平姿勢の維持に関するスキッド効果および揚力効果について検討する。

3.3 コントロールシステム

3.3.1 偏向制御

ET の偏向制御には次の2つの方法がある(Figure 3.4)。

- ・ 同位相に偏向 (スキッド効果)
- ・ 逆位相に偏向 (スタビライズ効果, ヨー効果)

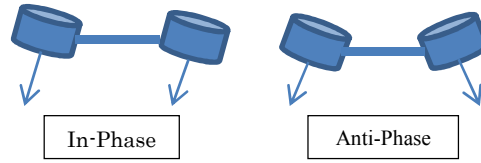


Figure 3.4 Control Method

本論文ではスキッドモードについて検討するために ET を 2 組の構成で試作実験を行い、同相偏向のみ使用する。

ET を手動操作するには QRH が高度一定で常に水平となるよう姿勢を自動制御する必要がある。

3.3.2 推力制御

ET の偏向角で機体を水平に維持したまま移動を行う場合、基本的に DF の推力は一定とし、水平方向の力は ET の偏向角で調整する。一方、揚力は ET の偏向角の影響を受けるため、式(2.4)と同様に偏向角による係数

$$n = \frac{1}{\cos \theta} \quad (3.4)$$

で T_D を補正すれば、フライトコントローラの高度制御が安定する。ただし水平方向の力は式(3.2)に対して

$$F_H = \frac{T_D}{\cos \theta} \sin \theta = T_D \tan \theta \quad (3.5)$$

へ変化するため、操縦感覚が通常の QRH とは異なるものになる。

3.4 制御フロー

制御システムは Table 3.1 で示すように 3 種類のフライトモードで構成する。離着陸はマニュアルモードを用い、姿勢安定化のみ行う。通常の飛行オペレーションはノーマルモードを使用し、姿勢安定化に加え高度維持も行う。

空撮等のオペレーションではスキッドモードを使用し、フライトコントローラはノーマルモードと同様に高度維持で飛行する。エルロン（ロール軸）操作およびエレベータ（ピッチ軸）操作はリモートコントローラから切り離し、フライトコントローラの姿勢維持機能により自動制御される。切断されたリモートコントローラは送受信機を介して ET のロール角、ピッチ角を偏向するサーボモ

ータへ接続され、通常の操縦感覚に近い構成になる。ノーマルモードおよびスキッドモードの制御フローを Figure 3.5 および Figure 3.6 に示す。また両モードで用いる高度維持機能のブロック線図を Figure 3.7 に示す。

Table 3.1 Flight Mode

		Normal Mode	Thruster Mode
QRH	Aileron	Manual Control	Fixation
	Elevator	Manual Control	Fixation
ET	Roll	Automatic Control	Manual Control
	Pitch	Automatic Control	Manual Control

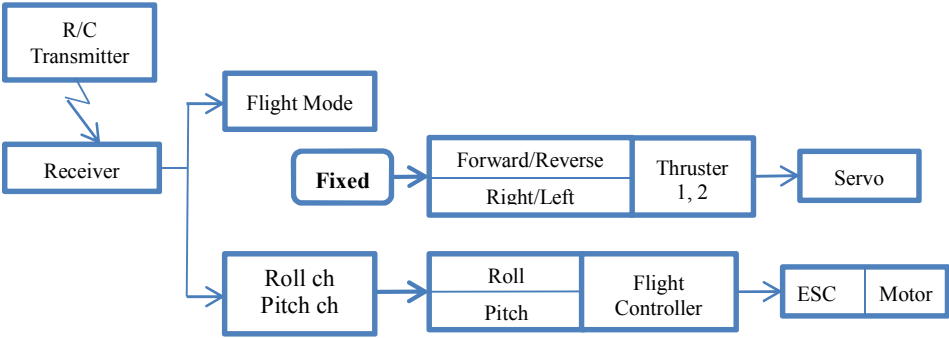


Figure 3.5 Control Flow of Normal Mode

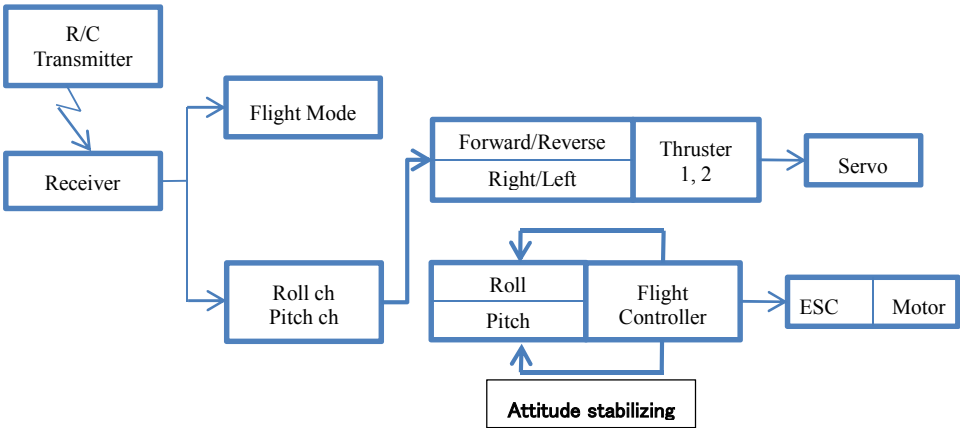


Figure 3.6 Control Flow of Skid Mode

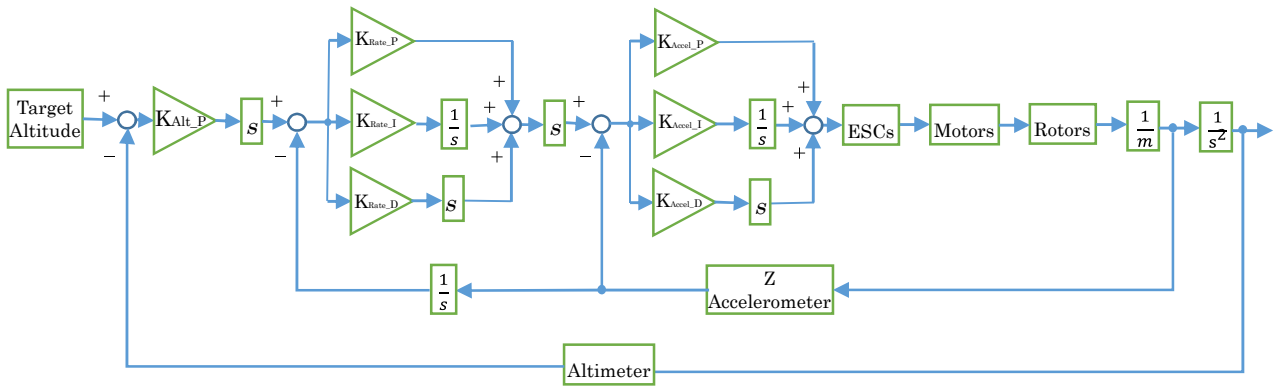


Figure 3.7 Altitude Hold Function

3.5 実験

3.5.1 実験機体

本章で用いる ET は、DF をジンバル機構によって支持することで偏向可能な構造とし、機体の左右に各 1 組を配置する (Figure 3.8, Figure 3.9)。ジンバル機構は偏向角が大きく、 θ は $\pm 45^\circ$ で利用できる。ロータと同様に DF の Impeller も Clock Wise (CW) と Counter Clock Wise (CCW) が必要であるが、逆回転用は需要が少ないため選択範囲が狭く、実験機には直径 70mm の DF を採用している。実験機の仕様を Table 3.2 に示し、DF の仕様を Table 3.3 に示す。



Figure 3.8 Experimental Set of QRH

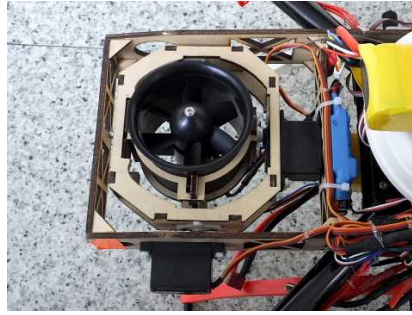


Figure 3.9 Extra Thruster

Table 3.2 Specification of Test Helicopter

Rotor axis distance	650 [mm]
Rotor diameter	12x3.7 [inch]
Motors	DC Brushless kV:850 [rpm/V], 656[W]
ESCs	40[A]
Height	250[mm]
Width	500 [mm]
Net weight	2.59 [kg]
LiPo Battery (Weight)	5000mAH-4S-25C x 2 (0.92[kg])

Table 3.3 Specifications of DF

Outer diameter (Max.)	83 [mm]
Inside diameter	70 [mm]
Length	58 [mm]
Diameter of impeller	68 [mm]
Number of blades	6
Thrust	1.1 [kgf]
Motors	DC Brushless kV:3000 [rpm/V]
ESCs	45 [A]

ET の各 DF はジンバル構造であり 2 個のサーボモータで駆動され、その ET の構成を Figure 3.10 に示す。サーボモータ 4 個の制御信号および動力モータ 2 個の Electric Speed Controller (ESC)制御信号は RC 送受信機で制御される。その接続を Table 3.4 に示し、プログラムミキシングを Table 3.5 に示す。

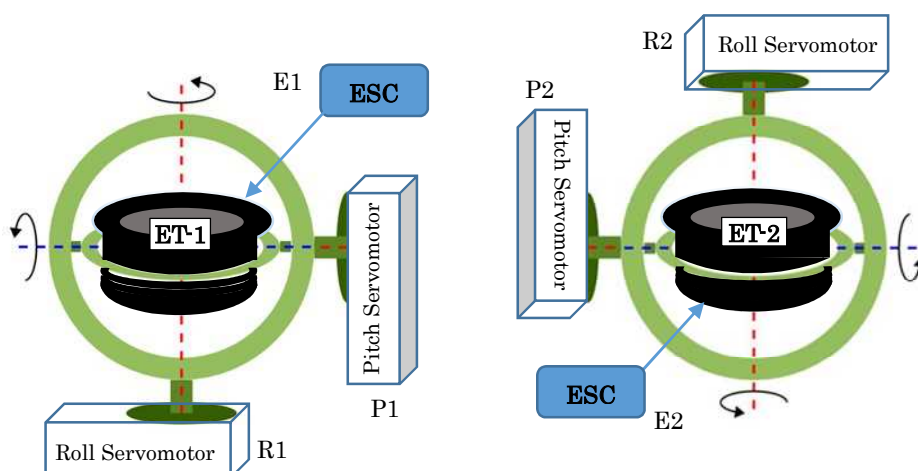


Figure 3.10 Layout of servomotor for ET

Table 3.4 Name of servomotor and ESC for ET

ET No. (Left / Right)	ET-1 (Left)	ET-2 (Right)
Pitch (RC Ch.)	P1 (Aux2, Reverse)	P2 (Aux3)
Roll (RC Ch.)	R1 (Aux4)	R2 (Aux5, Reverse)
ESC (RC Ch.)	E1 (Aux6)	E2 (Gear)

Table 3.5 Program Mixing for RC Transmitter

Program No.	Primary > Secondary	Upper Position (%) Lower Position (%)
1	Throttle > E2	High +100 Low +100
2	Throttle > E1	High +100 Low +100
3	Elevator > P1	Down +100 Up +100
4	Elevator > P2	Down +100 Up +100
5	Aileron > R1	Left +100 Right +100
6	Aileron > R2	Left +100 Right +100

2 組の ET は偏向角の同期が重要であり、この位相調整が悪いと QRH の姿勢制御に影響する。ET のピッチ軸に位相誤差がある場合は機体がヨー軸回りに回転し、ET のロール軸に位相誤差がある場合は機体がピッチ軸方向へ機体がシフトする。

機体の制御系構成を Figure 3.11 に示す。動力用のモータは DC ブラシレスモータであり、ESC は RC 制御信号にしたがって擬似三相交流を生成する。したがって ESC はインバータ方式によりモータの回転速度を制御する。

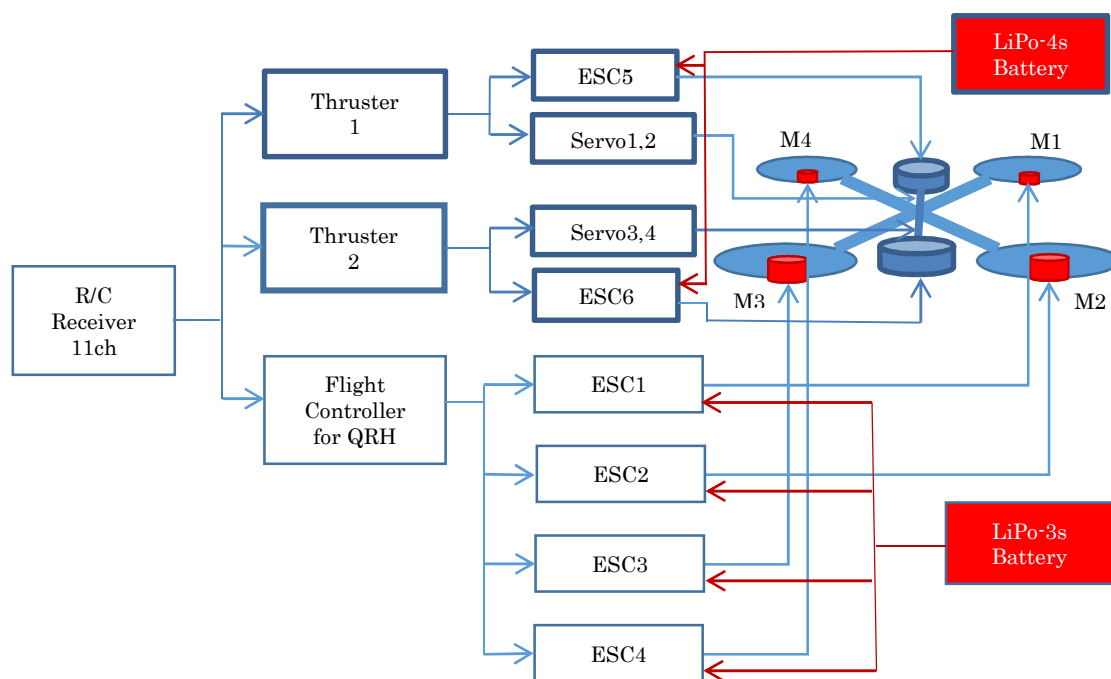


Figure 3.11 Control System for Experimental set

3.5.2 実験項目

実験は次のような 3 項目の飛行実験を屋内で行い、機体の姿勢角度および角速度の時間変化を計測し、姿勢安定性を統計的に評価する。

飛行試験 1 (Ex. 1) : 直線往復運動による飛行実験 (Figure 3.12、Figure 3.13)

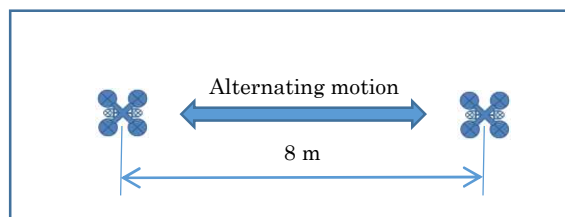


Figure 3.12 Flight pattern of Ex.1



Figure 3.13 Scene of Ex.1

飛行試験 2 (Ex. 2) : 円運動による飛行実験 (Figure 3.14)

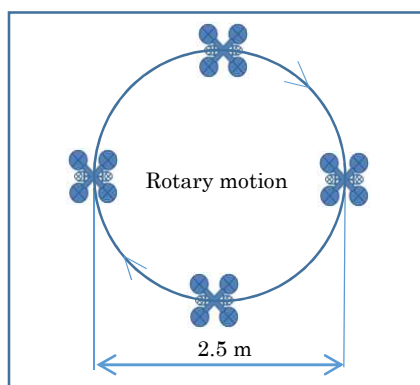


Figure 3.14 Flight pattern of Ex.2

飛行試験 3 (Ex. 3) : 横風対向によるホバリング実験 (Figure 3.15、Figure 3.16)

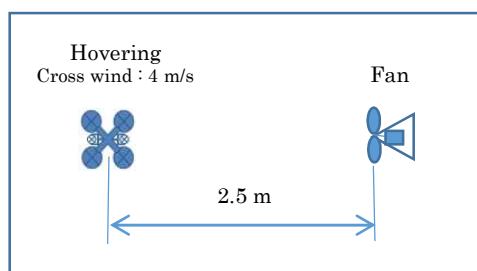


Figure 3.15 Scene of Ex.3



Figure 3.16 Flight pattern of Ex.3

3.6 実験結果

3.6.1 飛行試験 1 (Ex. 1)

この飛行実験では屋内の2点間を等速で往復飛行し、2種類のフライトモードによる機体の姿勢角および角速度の変化を計測した。姿勢角を Figure 3.17、角速度を Figure 3.18 に示し、その統計的評価を Table 3.6 および Table 3.7 に示す。なお計測データのサンプリングは 10Hz である。

飛行は $t=60\text{sec}$ にマニュアルモードで離陸、 $t=112\text{sec}$ にノーマルモードへ移行し、 $t=170\text{sec}$ にスキッドモードへ移行している。Figure 3.17 のようにノーマルモードでは折り返し時にピッチ角で大きなピーク値を生じ、変動範囲(Range)も大きいことがわかる。一方スキッドモードでは折り返し時のピーク値が小さく、Range も小さいことがわかる。2つのフライトモードを標準偏差で比較すると、姿勢角で 22.5~30.3%の減少、角速度で 24.8~51.1%の減少がスキッドモードにあった。また平均値がゼロ付近でないのは、前述のように ET の位相誤差が原因である。

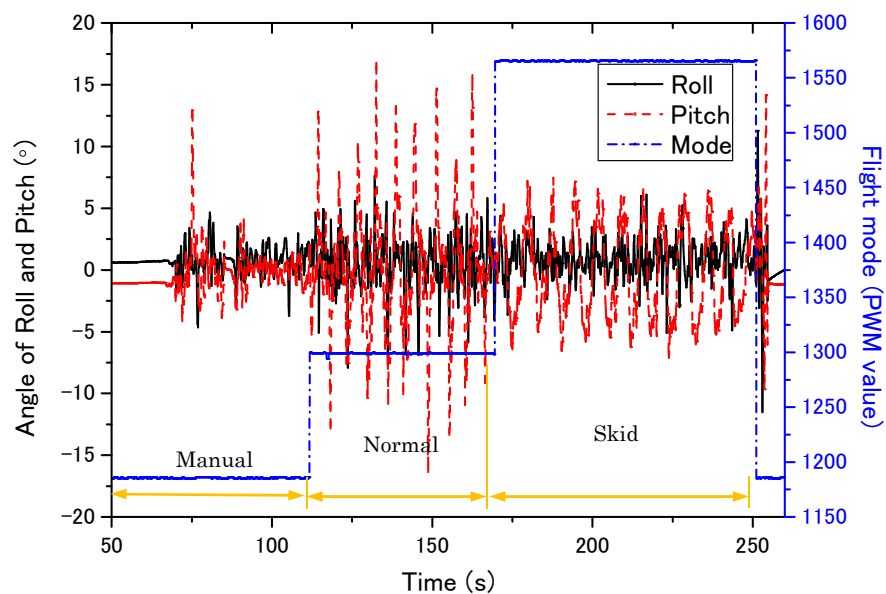


Figure 3.17 Attitude angle of airframe in Ex. 1

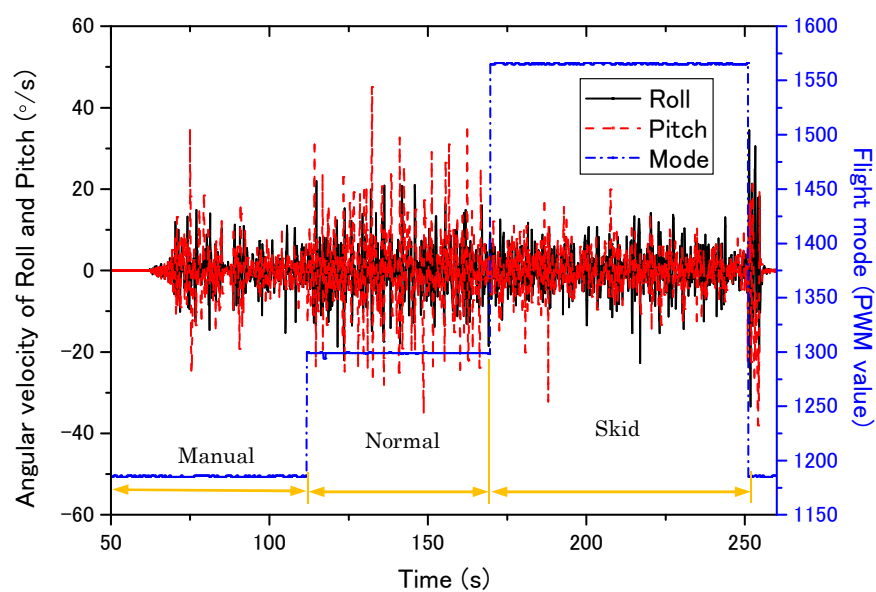


Figure 3.18 Angular velocity of airframe in Ex. 1

Table 3.6 Statistical comparison of angle in Ex. 1

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	0.52	2.09	7.64	-7.92	15.56
	Skid	0.83	1.46	6.12	-5.11	11.22
	Ratio		0.679			0.721
Pitch	Normal	0.08	4.70	16.80	-16.37	33.17
	Skid	-0.03	3.66	7.48	-7.13	14.61
	Ratio		0.779			0.441

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: °]

Table 3.7 Statistical comparison of angular velocity in Ex. 1

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	-0.24	6.41	21.92	-22.00	43.93
	Skid	0.16	4.82	14.06	-22.74	36.80
	Ratio		0.752			0.838
Pitch	Normal	-0.11	9.89	45.10	-34.87	79.97
	Skid	-0.08	4.84	19.89	-32.18	52.07
	Ratio		0.489			0.651

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: %/s]

3.6.2 飛行試験 2 (Ex. 2)

この飛行実験では屋内で円運動を行い、旋回ではなく機首を操縦者に対して常に前方に向け一定の操舵量を常時生じさせることで、安定性を評価した。計測項目は Ex.1 と同様で、姿勢角を Figure 3.19、角速度を Figure 3.20 に示し、その統計的評価を Table 3.8 および Table 3.9 に示す。

飛行は $t=8\text{sec}$ にマニュアルモードで離陸、 $t=23\text{sec}$ にノーマルモードへ移行し、 $t=42\text{sec}$ にスキッドモードへ移行している。常時一定の操舵量が有るため、両モードでピークは見られない。2つのフライトモードを標準偏差で比較すると、姿勢角で 38.7～60.9%の減少、角速度で 45.1～50.1%の減少がスキッドモードにあった。実際の飛行で Figure 3.13 のような円運動を保つことは難しく、実験場の横幅 (4.2m) との関係もあり、左右方向の移動量は小さくなる傾向となった。

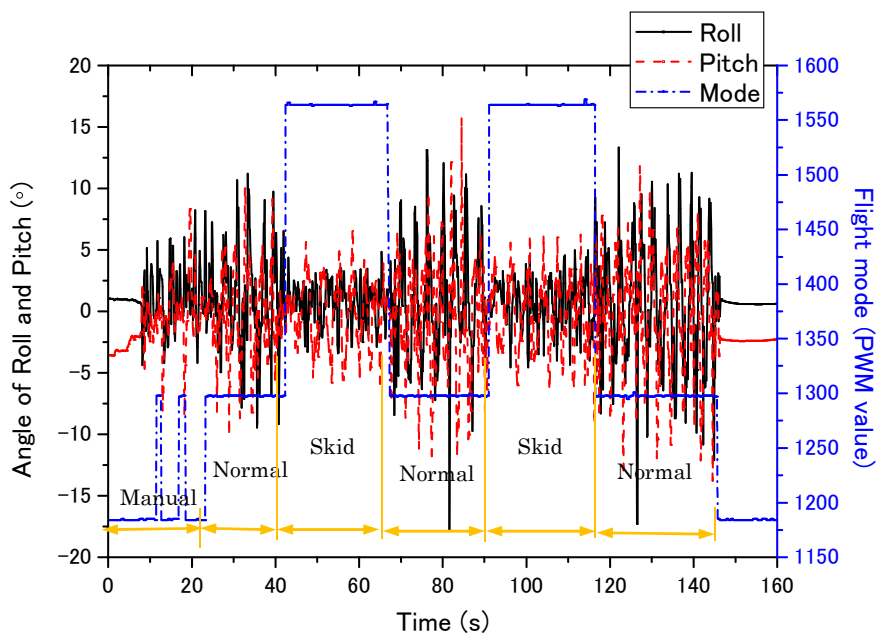


Figure 3.19 Attitude angle of airframe in Ex. 2

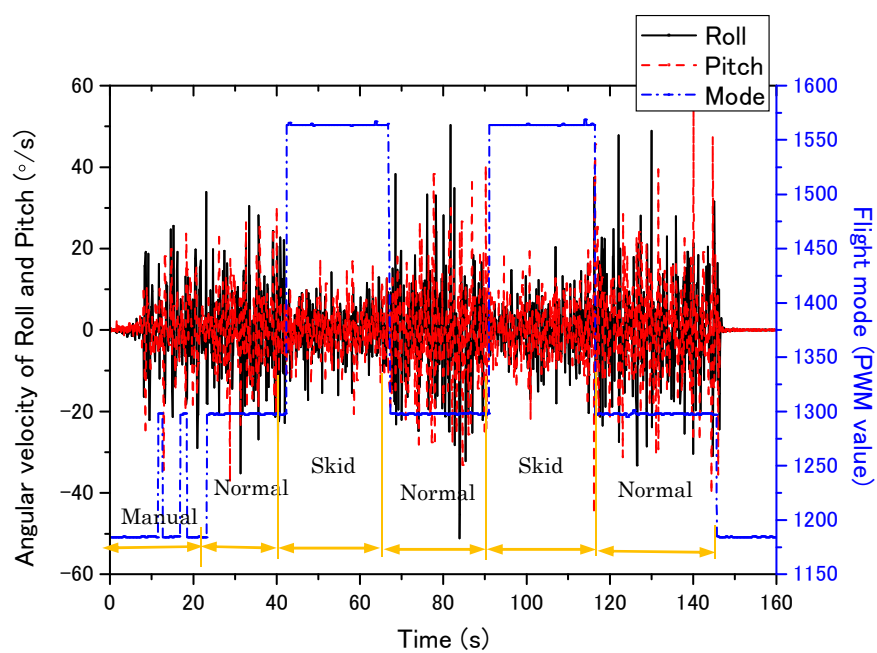


Figure 3.20 Angular velocity of Airframe in Ex. 2

Table 3.8 Statistical comparison of angle in Ex. 2

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	0.71	4.67	13.34	-17.87	31.21
	Skid	0.63	1.83	4.98	-4.56	9.54
	Ratio		0.391			0.306
Pitch	Normal	-0.24	4.46	15.71	-13.77	29.48
	Skid	-0.15	2.75	6.54	-6.16	12.70
	Ratio		0.617			0.431

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: °]

Table 3.9 Statistical comparison of angular velocity in Ex. 2

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	0.04	12.21	50.39	-35.16	85.55
	Skid	-0.14	6.10	20.33	-20.28	40.61
	Ratio		0.499			0.475
Pitch	Normal	0.20	11.66	56.19	-39.54	95.73
	Skid	0.16	6.40	19.60	-21.80	41.40
	Ratio		0.549			0.432

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: %/s]

3.6.3 飛行試験 3 (Ex. 3)

この飛行実験では屋内に工業用扇風機を設置し、2.5m 離れた位置でホバリング飛行した時の安定性を評価した。計測項目は Ex.1 と同様に、姿勢角を Figure 3.21、角速度を Figure 3.22 に示し、その統計的評価を Table 3.10 および Table 3.11 に示す。

飛行は t=54sec にマニュアルモードで離陸、t=60sec にノーマルモードへ移行し、t=79sec にスキッドモードへ移行している。機体の正面が風上になるためピッチ軸の変化が大きいが、ロール軸にも幾分小さな変化が見られる。2つのフライトモードを標準偏差で比較すると、姿勢角で 36.7～48.6%の減少、角速度で 43.8～52.0%の減少がスキッドモードにあった。

ロール軸は扇風機の風向とは直交するため、変化が小さいと予想されたが予想外に大きかった。原因は屋内の壁面で風が反射し、乱流になっていたことが考察される。

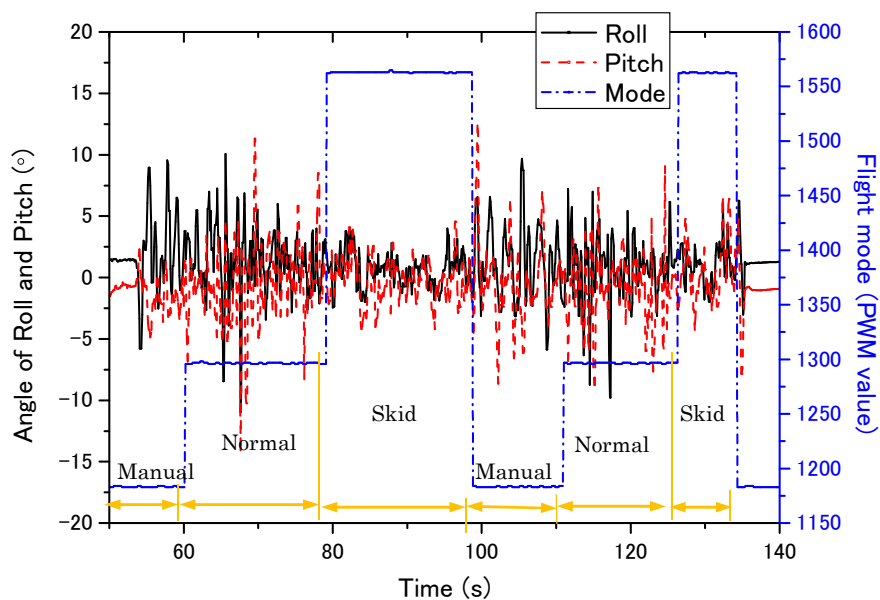


Figure 3.21 Attitude angle of airframe in Ex. 3

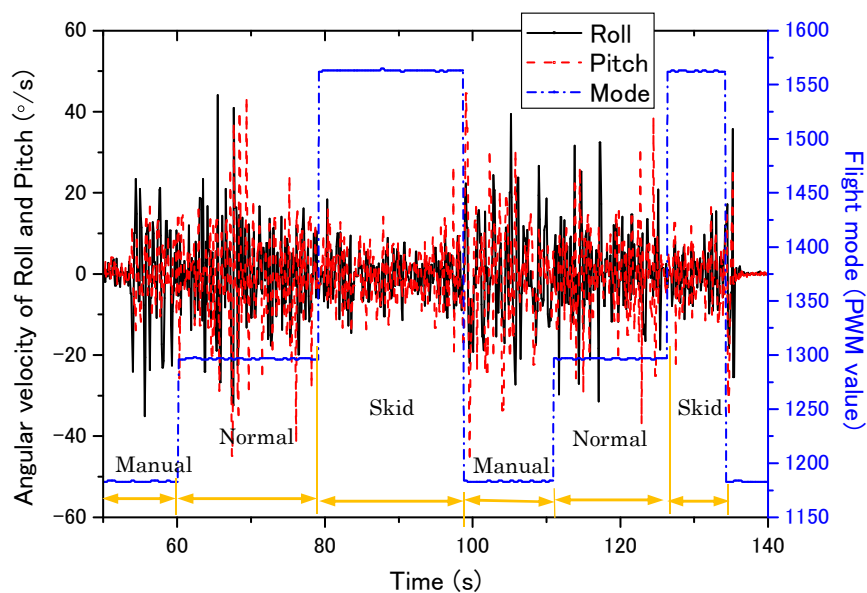


Figure 3.22 Angular velocity of Airframe in Ex. 3

Table 3.10 Statistical comparison of angle in Ex. 3

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	1.04	2.75	10.07	-10.98	21.04
	Skid	0.69	1.41	5.78	-2.44	8.22
	Ratio		0.514			0.391
Pitch	Normal	-0.63	3.15	11.32	-14.09	25.40
	Skid	-0.01	1.99	6.39	-4.28	10.66
	Ratio		0.633			0.420

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: °]

Table 3.11 Statistical comparison of angular velocity in Ex. 3

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	0.14	11.06	44.12	-32.38	76.49
	Skid	-0.36	5.31	18.42	-14.57	32.99
	Ratio		0.480			0.431
Pitch	Normal	-0.35	12.00	42.96	-44.84	87.80
	Skid	-0.41	6.74	25.68	-22.22	47.90
	Ratio		0.562			0.545

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: %/s]

3.6.4 操縦感覚

ノーマルモードでの飛行では、ET は単に補助推力として機能するため操縦感覚は機体が軽くなったように感じる。スキッドモードでの飛行では、QRH の姿勢制御と高度制御はフライトコントローラに任せることになる。そして ET の手動操作により機体は目標の方向に水平移動するが、操縦感覚は氷上を滑走するような特異な感覚である。

また、ノーマルモードで強制的に ET を併用すると、機体は DF の偏向角と操舵による姿勢角が均衡する状態へと向かい、機体が傾いた状態でホバリングが安定する。その状態から、機体が水平となるようにロールやピッチを強制的に操作すると目標の方向へ水平移動する。

なお実験飛行中に機体が転倒する事故があった。原因はフライトコントローラの姿勢安定機能をそのまま利用していることと、強風時にスキッドモードを用いたことが重なり、何れかの計算が発散し制御が破綻したと考察される。

3.7 結言

本章では、本研究の目的を達成するための第1段階として偏向補助推力型クアドロータヘリコプタを提案し、本方式の機体構造、試作実験機、飛行試験および結果について述べた。

参考文献

- [1] Jonathan Fleming, Troy Jones, “Improving Control System Effectiveness for Ducted Fan VTOL UAVs Operating in Crosswinds,” 2nd AIAA “Unmanned Unlimited” Conf. and Workshop & Exhibit, 2003-6514, Sep. 2003.
- [2] M. Kumon, H. Cover, J. Katupitiya, “Hovering Control of Vectored Thrust Aerial Vehicles,” IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp.1149-1154 May 2010.
- [3] M. Miwa, Y. Shigematsu, T. Yamashita, “Control of Ducted Fan Flying Object Using Thrust Vectoring,” Journal of System Design and Dynamics, Vol.6, No.3, pp.322-334, Jun. 2012.
- [4] M. Ryll, H. H. Bühlhoff, P. R. Giordano, “Modeling and Control of a Quadrotor UAV with Tilting Propellers,” IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp.4606-4613, May 2012.
- [5] 石原康行, 山下剛史, 三輪昌史, 今村彰隆, 五百井清, “4 発ダクトファンヘリコプターの姿勢制御,” ロボティクス・メカトロニクス講演会 2012, 2A2-K11 頁, May 2012.
- [6] A. Imamura, M. Miwa, J. Hino, J.-H. Shim, “Extra Thruster for Quad Rotor Helicopter,” Proceedings of the 8th International Society of Intelligent Unmanned Systems (ISIUS), pp.587-591, Oct. 2012.
- [7] M. Miwa, S. Uemura, Y. Ishihara, J.-H. Shim, A. Imamura, K. Ioi, “Attitude Control of Quad Ducted-Fan Helicopter,” Proceedings of the 8th International Society of Intelligent Unmanned Systems (ISIUS), pp.280-284, Oct. 2012.

-
- [8] 今村彰隆, 三輪昌史, 日野順市, J-H. Shim, “補助推力装置を用いるクアドコプタの水平移動,” 第 55 回自動制御連合講演会論文集, 1185, Nov. 2012.
- [9] 今村彰隆, 植村慎司, 三輪昌史, 日野順市, “ベクターノズル型クアドコプタの飛行特性,” 日本航空宇宙学会, 第 44 期年会講演会講演集, B08, Apr. 2013.
- [10] M Ryll, HH Bulthoff, PR Giordano, “First flight tests for a quadrotor UAV with tilting propellers,” IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), pp.295-302, May 2013.
- [11] 今村彰隆, 植村慎司, 三輪昌史, 日野順市, “ベクターノズル型クワドコプタによる定姿勢飛行,” 日本航空宇宙学会, 第 51 回飛行機シンポジウム講演集, 1F01, Nov. 2013.
- [12] A. Imamura, S. Uemura, M. Miwa, J. Hino, “Flight Characteristic of Quad Ducted Fan Helicopter with Thrust Vectoring Nozzles,” Proceedings of the 9th International Society of Intelligent Unmanned Systems, ICIUS-2013-034, Sep. 2013.

第 4 章 推力偏向ノズル型クアッドダクテッドファンヘリコプタ

4.1 序言

本章では、本研究の目的を達成するための第 2 段階として推力偏向ノズル型クアッドダクテッドファンヘリコプタを提案し、本方式の機体構造、試作実験機および飛行試験および結果について述べる。

4.2 推力方向制御システム

ヘリコプタは、移動の際や横風などの外乱に対して機体を傾けて対向する必要がある(Figure 4.1)。特に機構がシンプルな QRH は、ロータのピッチが固定で関節自由度もゼロのため、ロータ回転数の個別制御により姿勢制御が行われる。

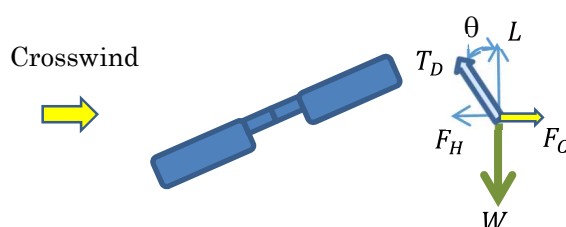


Figure 4.1 Airframe inclination under crosswind

したがって QRH は機体姿勢を常に水平に保つことができないため、ジンバル装置にカメラ等の機器を搭載することで、機器のロールおよびピッチを一定に保つよう制御が行われる。一方、本研究ではジンバル装置の代わりに推力方向制御システム(Thrust Vector Control System; TVCS)を同じ目的で用い、機体自体を水平に保つよう制御する(Figure 4.2)。TVCS は DF の噴出口に推力偏向ノズル(Thrust Vectoring Nozzle; TVN)を装備することで実現する(Figure 4.3)。



Figure 4.2 TVCS

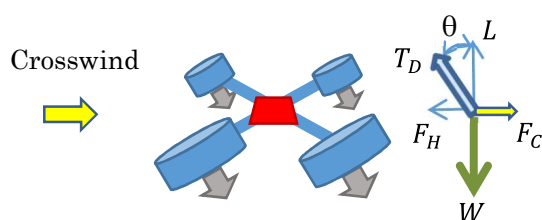


Figure 4.3 QDH with TVCS under crosswind

4.2.1 クアッドダクテッドファンヘリコプタ

QRHは高速回転するロータが無保護なため、人畜に近い環境で使用することは危険である。本研究ではロータをDFに変更することで、安全性を向上させ機体も小型化できるQDH[3]を採用する。実験機体のDFは模型飛行機用に開発された電動式で、正回転2個、逆回転2個を用いる(Figure 4.4)。

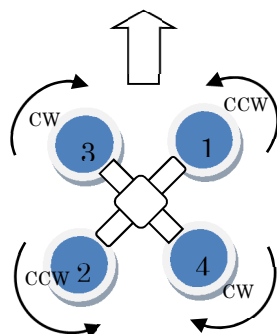


Figure 4.4 Rotation direction of DF

DFはダクトとインペラで構成され、ダクト内にはインペラと逆ピッチの静翼を配置し、渦流を整流することで推力効率を向上している(Figure 4.5)。



Figure 4.5 Impeller and straightening vane of DF

4.2.2 滑走飛行

DF の推力を 360° 方向へ偏向するために、DF の出口に TVN を装備する。各 TVN は直交に配置した 2 個のサーボモータで駆動され(Figure 4.6) 、合計 8 個のサーボモータはラジコンの 2 つのチャンネルで制御する。また DF および TVN は正確な取付けが必要であり、4 つの TVN は同期および位相も正確に調整することが必要である。



Figure 4.6 TVN

DF で発生した推力(T)は TVN によって水平方向(TH)と垂直方向(L)に分力される(Figure 4.7)。その効果には、3 章の ET と同様に次の 2 つがある。

- ・滑走(スキッド)効果
- ・安定(スタビライズ)効果

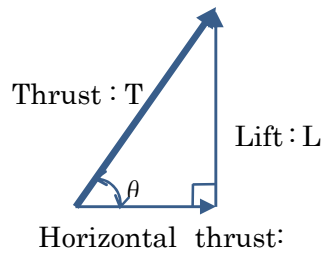


Figure 4.7 Orthogonal components of total thrust

本研究では滑走効果を用いる。また TVN の動作は次の 3 つに分類される(Figure 4.8)。

- 同位相に偏向(スキッド効果)
- 逆位相に偏向(スタビライズ効果)
- 環状位相:環状滑走

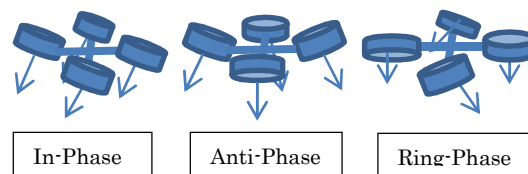


Figure 4.8 Control Method of TVCS

本研究では同位相で動作させる。操作はマニュアルで行うが、2 種類(ノーマル, スキッド)のフライトモードがある。ノーマルモードは TVN を中立位置で固定し、通常飛行および離着陸時に用いる。スキッドは TVN による操縦が可能となり、氷上滑走に近い動作である。

4.2.3 高度維持制御

本研究では上述のような 2 種類のフライトモードで飛行するが、何れのモードにおいてもフライトコントローラの高度維持機能を用いる。Figure 4.9 で示すようにフライトコントローラは高度を維持するため目標高度に P 制御、Z 軸方向の速度および加速度のそれぞれに対し PID 制御を行い、三重のフィードバックで構成している。

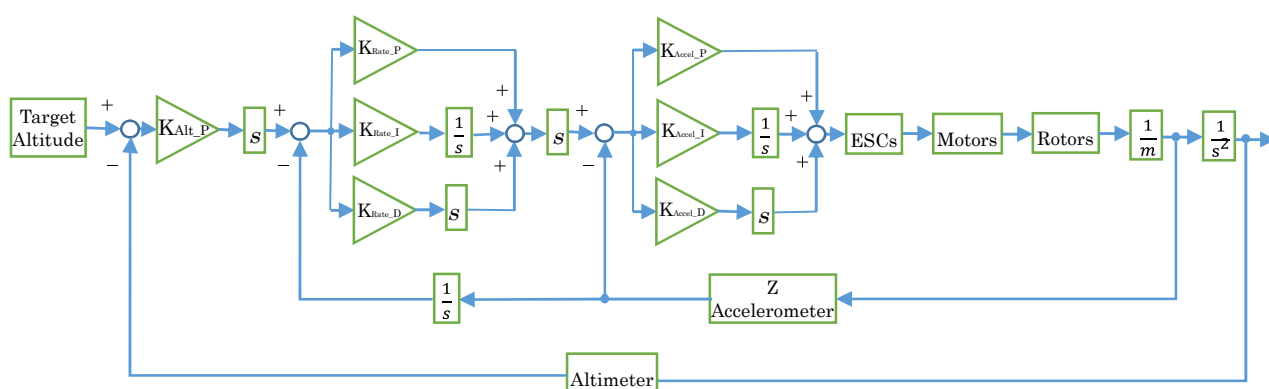


Figure 4.9 Altitude Hold Function

4.3 実験

本研究では、模型サイズの実験機を試作し、提案方式の動作および飛行特性を検証するために屋内で飛行試験を行う (Figure 4.10)。



Figure 4.10 Scene of experiment

4.3.1 実験機体

機体製作には木製（シナベニヤ4mm厚）を使用し、加工はCADデータでレーザ切断し、木工用接着剤で接合して組み立てた (Figure 4.11)。機体の諸元を Table 4.1に、DFの仕様を Table 4.2に、TVNの仕様を Table 4.3に示す。

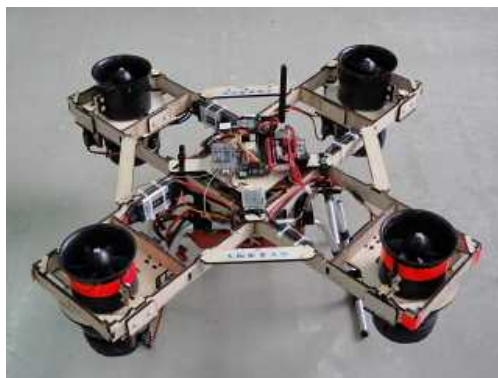


Figure 4.11 Experimental setup of QDH equipped with TVN

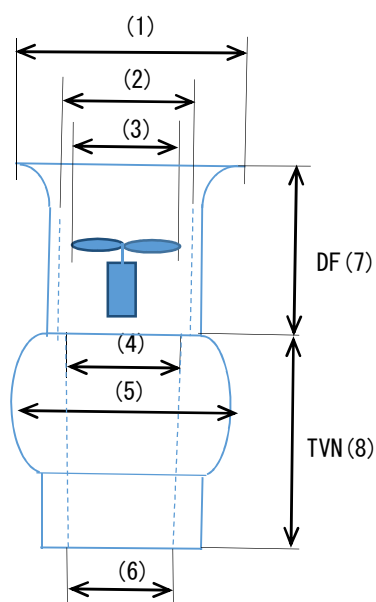


Figure 4.12 Section of TVCS

Table 4.1 Specifications of QDH with TV

Span of DF		481 [mm]
Height		150 [mm]
Width		497 [mm]
Weight (including batteries)		2.54 [kg]
Battery	For motor	LiPo 4 Cell \times 2 (35 C, 3300 mAH)
	For radio Control	LiPo 2 Cell \times 1 (20 C, 800 mAH)

Table 4.2 Specifications of DF

Outer diameter (Max.)	83 [mm]	(1)
Inside diameter	70 [mm]	(2)
Length	58 [mm]	(7)
Diameter of impeller	68 [mm]	(3)
Number of blades	6	
Thrust	1.1 [kgf]	
Motor (kV)	DC Brushless (3000 [rpm/V])	
ESC	45 [A]	

Table 4.3 Dimension of TVN

Outer diameter (Max.)		80 [mm]	(5)
Inside diameter	Inlet	62 [mm]	(4)
	Outlet	60 [mm]	(6)
Length		87 [mm]	(8)

Table 4.4 Experimental conditions

Environment	Indoor
Area	4 [m] × 8 [m]
Altitude	1.5 [m]
Speed	Constant
Motion	Straight line

4.3.2 フライトコントローラおよびRC装置

フライトコントローラには Ardu Pilot Mega(APM)を用い、ファームウェアはオープンウェアである ArduCopter を用いた。APM には 4 種のセンサ（ジャイロ 3 軸，加速度 3 軸，地磁気 3 軸，気圧）が内蔵され、GPS モジュールを外装して機体を制御している。またテレメトリ装置(XBee)を介して地上の PC と接続する。PC にはオープンウェアである Mission Planner(MP)を用いフライトログの記録や制御パラメータの設定を行う。無線操縦(RC)装置は、8 チャンネル機（日本遠隔制御社：送信機 XG8, 受信機 RG831B）を用い、そのうち 7 チャンネル（ESC: 4ch, VTN: 2ch, Flight Mode: 1ch）を使用する。TVN は Figure 4.13 で示すように 8 個のサーボモータで駆動するが、4 組の Y ハーネスリバー

サと送信機のミキシング機能によって X 型の同位相動作を実現している。RC 装置の設定を Table 4.5, Table 4.6 に示す。また制御系は消費電力が大きくなるため別電源とした。

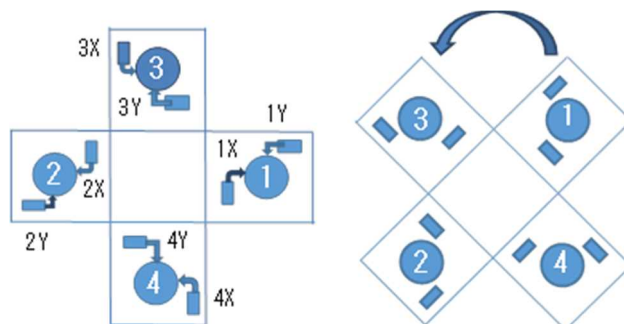


Figure 4.13 Layout of servo motor for TVN

Table 4.5 Servo motor name for TVN

(RC Ch.)	(Aux2)	(Aux3)
DF No.	X Axis	Y Axis
1	1X	1Y
2	2X (Reverse)	2Y (Reverse)
3	3X	3Y
4	4X (Reverse)	4Y (Reverse)

Table 4.6 Program mixing for RC transmitter

Program No.	Primary > Secondary	High Position (%) Low Position (%)
1	Pitch > X Axis	Down -100 Up -100
2	Roll > Y Axis	Left +100 Right +100
3	Pitch > Y Axis	Down +100 Up +100
4	Pitch > X Axis	Left +100 Right +100

4.3.3 フライトモード

ノーマルモードでは TVN を固定し、通常の QDH として動作する。スキッドモードでは DF の推力を TVN で偏向するため、揚力損失 (T-L) が生ずる (Figure 4.7)。フ

ライトコントローラはこの損失を Z 軸方向の加速度センサから検出し、推力を補って高度を一定に保つように制御する。オペレータとフライトコントローラの役割分担を Table 4.7 で示し、各フライトモードモードの制御信号の流れを Figure 4.14, Figure 4.15で示す。

Table 4.7 Operation in flight mode

Operation Item		Flight Mode	
		Normal	Skid
QDH	Roll	Manual	Automatic
	Pitch	Manual	Automatic
TVN	Forward/Backward	Automatic	Manual
	Right/Left	Automatic	Manual

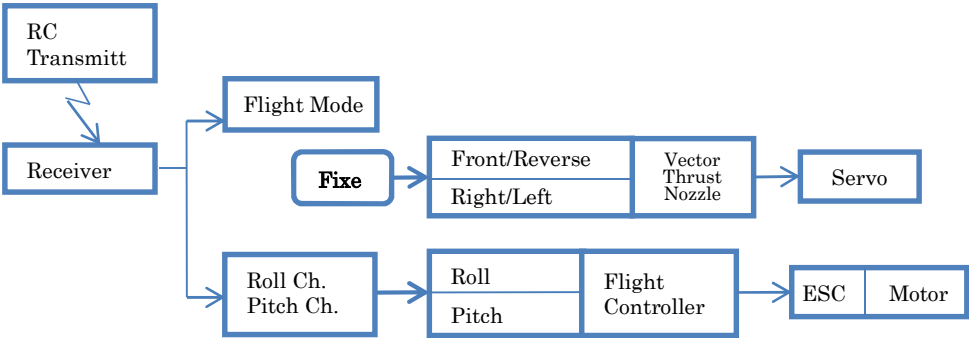


Figure 4.14 Flow of normal flight mode

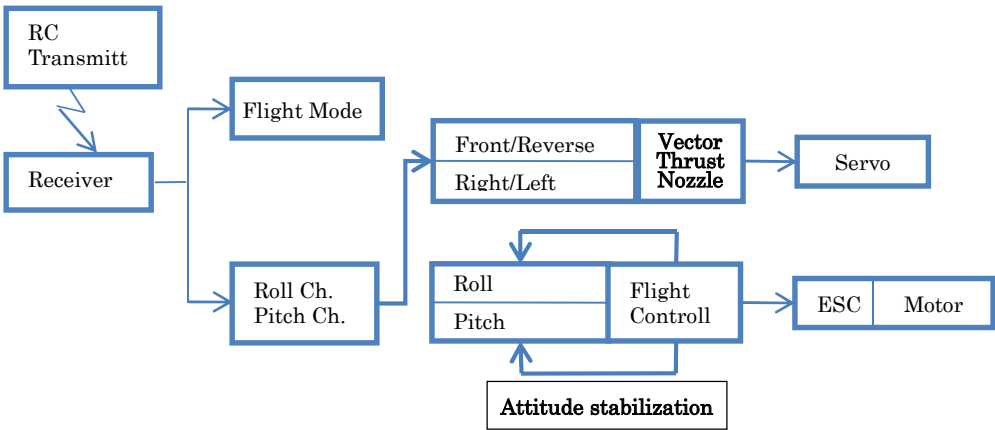


Figure 4.15 Flow of skid flight mode

4.3.4 横風テスト

横風に対する安定度を測定するために、屋内で大型ファンを使ってテスト飛行を行った。ファンから 3m の位置で機体をホバリングさせ、大型ファンにより風速 3.5m/s の風を加えた。まず、QDH はマニュアルモードで離陸させ、ホバリングが測定位置で安定したところでノーマルモードに切り換え、更にスキッドモードへ切り換えてデータを計測した。ノーマルモードを切り換えて、滑ることがあったので、態度変化は測定された(Figure 4.16)。



Figure 4.16 Scene of cross-wind test

4.3.5 追加実験

上述の飛行実験(Ex.1～Ex.4)は試作 1 号機にて実施したが、不本意な結果しか得られなかった。その原因について検討した結果、度重なる墜落や改良により試作機にフレームの歪みやノズルの変形が生じていると判断し、同仕様の 2 号機を試作した。

試作 2 号機を用いて、Figure 4.17 で示すように屋外の 10m 区間で Roll(左右)方向に折り返し運動を行い、ノーマルモードとスキッドモードで Roll 角の変動を比較する。

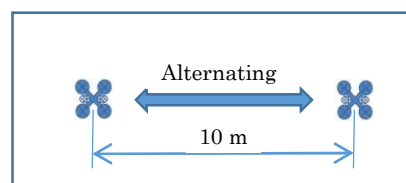


Figure 4.17 Supplementary test

4.3.6 実験手順

試作 1 号機を用い屋内で、以下の手順で 4 項目の飛行実験を行う。

飛行試験 1 (Ex.1)： ノーマルモードでの飛行 (折り返し飛行)

飛行試験 2 (Ex.2)： モータ出力が飽和した飛行

飛行試験 3 (Ex.3)： ヨー制御が不能になる飛行

飛行試験 4 (Ex.4)： 横風に対する飛行

試作 2 号機を用い屋外で、飛行試験 5 (Ex.5)を次の手順で行う。

- (1) ノーマルモードによる折り返し飛行
- (2) スキッドモードによる折り返し飛行

4.4 結果

提案の機体を試作し飛行調整を行った。TVN の追加により機械的調整項目が増え、調整精度も QRH に較べて高い精度が必要であった。特に以下の二つの項目、

- ・DF 取付位置の垂直精度
- ・各 TVN 位相について、ボールリンクージ調整による同期精度には細心の注意が必要であった。

また、制御系パラメータの調整についても同様に微調整が必要であった。

- ・フライトコントローラの PID パラメータ調整 (ピッチ、ロールおよびヨーの各軸)
- ・スロット感度の調整

スキッドモードによる飛行試験から概ね氷上滑走のような飛行特性を有することが確認できた。調整過程の飛行データを紹介する。

4.4.1 飛行試験 1 (Ex. 1)

飛行試験 1 における姿勢傾き角の時間遷移を Figure 4.18 で示す。同図より時間の経過と共にロールとピッチの変化が観察でき、折り返し時に傾き角が若干大きくなる傾向がわかる。

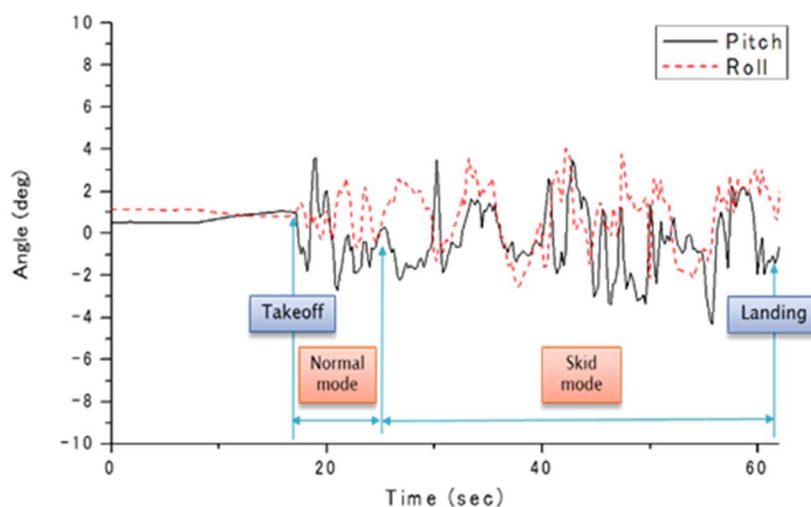


Figure 4.18 Attitude angle for Ex. 1

4.4.2 飛行試験 2 (Ex. 2)

試作機は DF の消費電力の関係でバッテリーを 2 本搭載するため装備重量が重い。したがって推力マージンが不十分な状況では、本研究の特徴であるスキッドモードでは推力偏向によるロスも有るため一部の DF 出力に飽和が発生する。その結果、十分な制御ができなくなるため、特徴が発揮できない。飛行試験 2 はこの状況を調査するために行い、Figure 4.19 に一部の ESC 出力が飽和する時の様子を示す。ESC 出力が飽和すると、反トルク制御が不十分となり Yaw が制御不能になっていく。

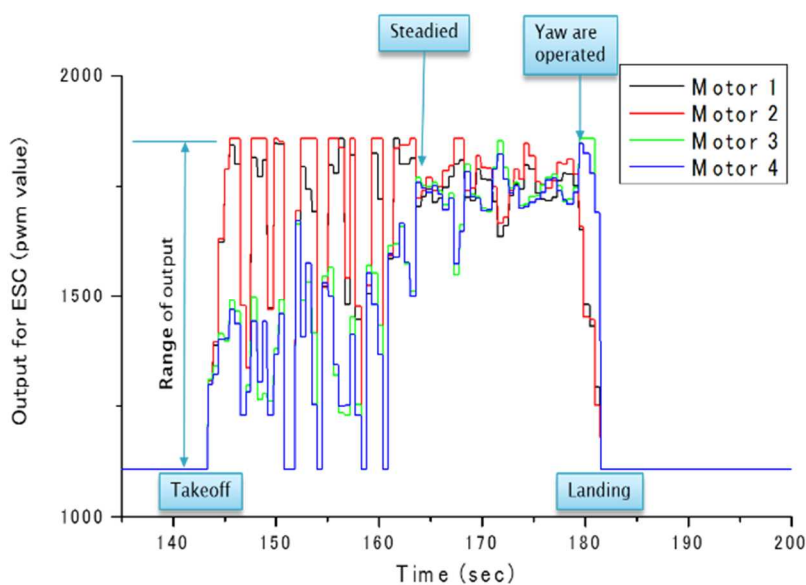


Figure 4.19 Output to ESCs for Ex. 2

4.4.3 飛行試験 3 (Ex. 3)

Figure 4.20 および Figure 4.21 は同時進行の遷移グラフであり、Figure 4.20 は機体の姿勢角遷移を示し、また Figure 4.21 は ESC への出力を示している。Figure 4.20 より若干のオフセット角はあるが、ノーマルモードからスキッドモードへの切換で姿勢角の変動が大幅に減少している様子がわかる。また Figure 4.21 で、Srv1 と Srv2 への出力が低く、Srv3 と Srv4 への出力が常に大きい。これは TVN の位相ずれ等により反トルク制御がアンバランスとなり、本来は不要な制御量が Yaw 軸に入っていることを示している。

この後、飛行調整中に墜落したため実験の継続が困難となった。原因は機体重量の増加により DF の推力余裕が小さくなり、制御範囲も狭くなったと考えられる。特に Yaw 軸制御が大きく影響を受け、墜落時も Yaw が不安定になり制御不能に陥っている。

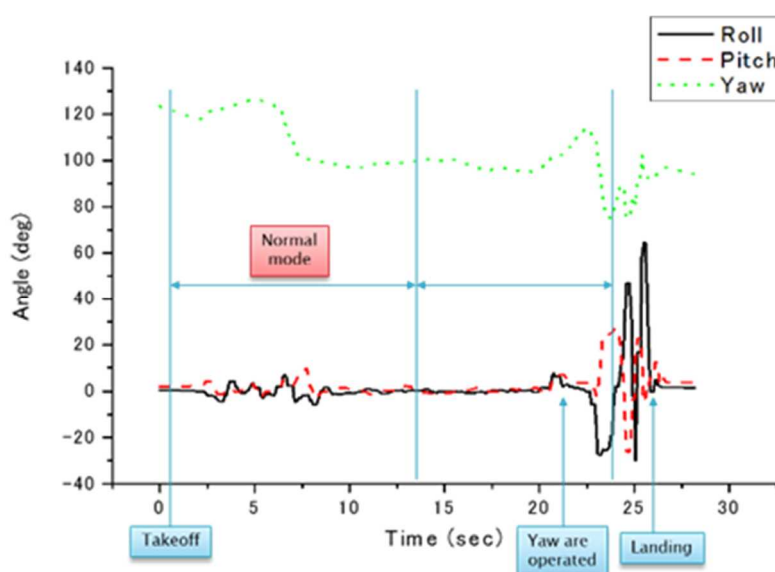


Figure 4.20 Attitude angle for Ex. 3

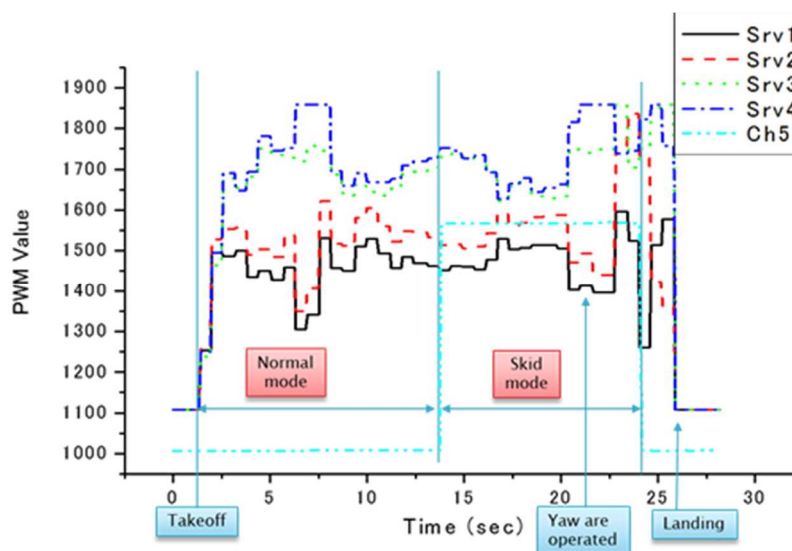


Figure 4.21 Output to ESCs for Ex. 3

4.4.4 飛行試験 4 (Ex. 4)

横風テストの結果は Figure 4.22 に示す。ファンによる横風外乱の下でノーマルモード に対しスキッドモードの飛行姿勢はロールとピッチ角の変動が減少している様子が見られる。

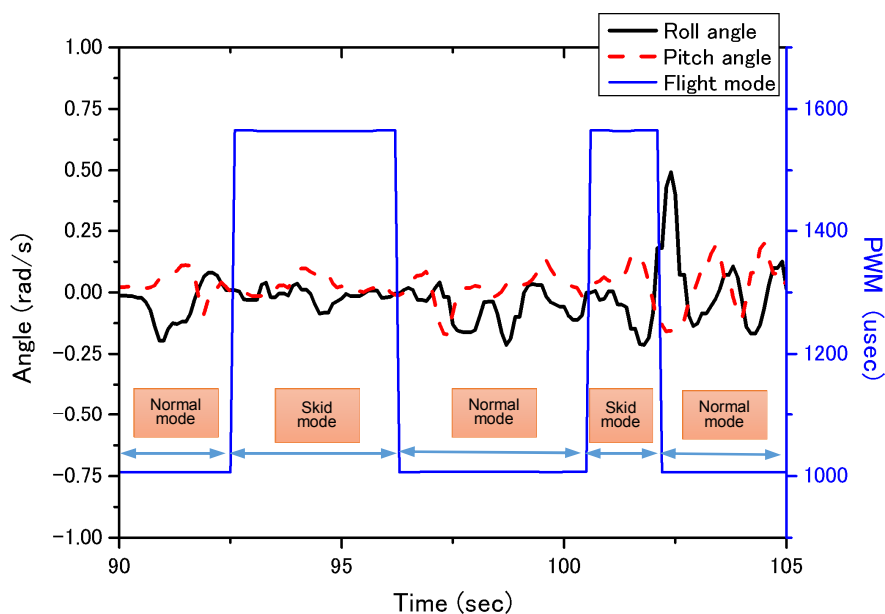


Figure 4.22 Attitude angle of Ex. 4

4.4.5 推力マージンについて

Figure 4.19 および Figure 4.21 から推力マージンについて考察する。機体重量に対し DF に必要とされる合計推力の比を推力マージンとする。まず通常の舵制御には増加側 DF で 1.5 倍程度が必要と思われる。さらに、TVN の傾き角にしたがって DF の推力は揚力と水平方向に分かれるため、推力ロスが発生する。これも 1.5 倍程度が必要と思われる。Yaw 軸のコントロールや反トルクを相殺するために必要な Yaw 軸上の慣性モーメントはインペラの重量と角加速度に依存する。重量を較べると QRH のロータは DF のインペラの 1.5 倍程度である。これら3つのマージン係数は同時に引き起こされないが、2 つの要素が同時に生ずることを考慮せねばならない。したがって、推力マージンは 1.5 の 2 乗で 2.25 倍程度が必要である。

安定したホバリング時の電流と消費電力を Table 4.8 に示す。DF の最大出力時の電流は 160[A]なので、1/2 程度の出力でホバリングしているが、マージンは 2 倍となり推奨値 2.25 倍に対して若干不足している事がわかる。

DF に使われるモータ、ESC には個体差があり、またノズル調整をしても多少の機械的アンバランスが残る。これについては未考慮のため、さらに推力マージンが必要と考察する。

Table 4.8 Power Consumption at the hovering

Current	80 [A]
Voltage of Battery	14.8 [V]
Power consumption	1184 [W]

4.4.6 追加試験 (Ex. 5)

本研究で提案している他の 2 方式と比較するため同仕様の 2 号機を試作し、追加実験を行った。屋外で Roll(左右)方向に折り返し運動させ、Roll と Pitch の姿勢角の変化を Figure 4.23 および Table 4.9 で示す。

統計解析の結果から Skid mode で姿勢角の変動が少ない安定した良好な水平姿勢が得られている。他方式が屋内実験であるため結果の比較は適当で無い。しかし実験当日は微風があり本方式にとって不利な状況であったが、最も良好な飛行姿勢が得られている。

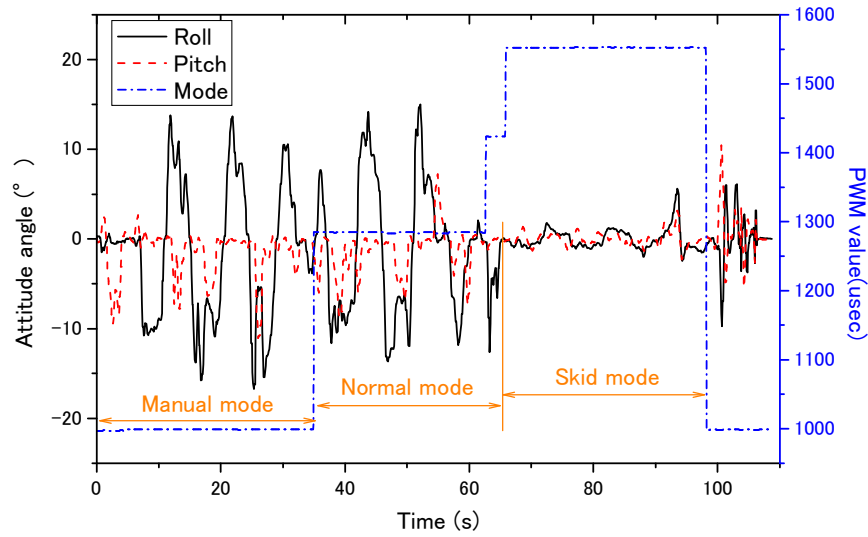


Figure 4.23 Attitude angle of Ex. 5

Table 4.9 Statistical comparison of angle in Ex. 5

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	-1.12	7.52	14.99	-13.66	28.65
	Skid	-0.04	1.20	5.61	-2.46	8.07
	Ratio		0.160			0.282
Pitch	Normal	-1.34	2.59	7.25	-8.79	16.04
	Skid	0.00	0.79	3.18	-2.31	5.49
	Ratio		0.304			0.342

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: °]

4.5 結言

本章では、本研究の目的を達成するための第 2 段階として推力偏向ノズル型クアッドダクテッドファンヘリコプタを提案し、本方式の機体構造、試作実験機および飛行試験および結果について述べた。

参考文献

- [1] M. Miwa, Y. Shigematsu, T. Yamashita, “Control of Ducted Fan Flying Object Using Thrust Vectoring,” *Journal of System Design and Dynamics*, Vol.6, No.3, pp.322-334, Jun. 2012.
- [2] A. Imamura, M. Miwa, J. Hino, J-H. Shim, “Extra Thruster for Quad Rotor Helicopter,” *Proceedings of the 8th International Society of Intelligent Unmanned Systems (ISIUS)*, pp.587-591, Oct. 2012.
- [3] M. Miwa, S. Uemura, Y. Ishihara, J.-H. Shim, A. Imamura, K. Ioi, “Attitude Control of Quad Ducted-Fan Helicopter,” *Proceedings of the 8th International Society of Intelligent Unmanned Systems (ISIUS)*, pp.280-284, Oct. 2012.
- [4] M. Miwa, S. Uemura, Y. Ishihara, A. Imamura, J.-H. Shim, K. Ioi, “Evaluation of Quad Ducted-Fan Helicopter,” *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*, Vol.1, No.2, pp.187-198, 2013.
- [5] A. Imamura, S. Uemura, M. Miwa, J. Hino, “Flight Characteristic of Quad Ducted Fan Helicopter with Thrust Vectoring Nozzles,” *Proceedings of the 9th International Society of Intelligent Unmanned Systems, ICIUS-2013-034*, Sep. 2013.
- [6] M. Kumon, H. Cover, J. Katupitiya, “Hovering Control of Vectored Thrust Aerial Vehicles,” *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp.1149-1154 May 2010.
- [7] W. Shuai, Qi Xiao-hui, “Aerodynamic Data Model Analysis and Simulation of Ducted Fan UAV,” *2011 International Conference on Electronics, Communications, and Control (ICECC)*, pp.699-702, Sep. 2011.
- [8] J. Gebauer, P. Koci, “Measurements of Features of the Ducted Fan as a Possible Actuator of a Multi-copter Vehicle,” *2011 12th International Carpathian Control Conference (ICCC)*, pp.127-130, May 2011.
- [9] M. Ryll, H. H. Bühlhoff, P. R. Giordano, “Modeling and Control of a Quadrotor UAV with Tilting Propellers,” *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp.4606-4613, May 2012.

- [10] A. Tayebi, S. McGilvray, “Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft,” IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol.14, No.3, pp.562-571, May 2006.
- [11] Jonathan Fleming, Troy Jones, “Improving Control System Effectiveness for Ducted Fan VTOL UAVs Operating in Crosswinds,” 2nd AIAA "Unmanned Unlimited" Conf. and Workshop & Exhibit, 2003-6514, Sep. 2003

第 5 章 ティルトロータ型クアッド ロータヘリコプタ

5.1 序言

本章では、本研究の目的を達成するための第 3 段階としてティルトロータ型クアッドロータヘリコプタを提案し、本方式の機体構造、試作実験機、飛行試験および結果について述べる。

5.2 ティルトロータ型ヘリコプタ

一般に無線操縦(RC; Radio Control)によるシングルロータヘリコプタは可変ピッチ型であるが、ロータヘッドのジョイント構造が簡略化されているため、ロータブレードはヒンジレスである。したがって無風時のホバリングであっても僅かに機体を傾け、横風等の外乱がある場合はさらに機体を傾けなければ定位を保つことができない。

一般的なマルチロータヘリコプタは固定ピッチ型であり、ロータ回転によって反トルクが発生する。この対策としてロータの回転方向を正回転と逆回転に同数用いることで相殺するため偶数個になる。よって無風時のホバリングでは水平姿勢が維持される。しかし横風等の外乱が生じる際は、これに対抗する推力が必要となる。そこで QRH は機体を傾けることで水平面に推力を発生させ、位置を維持する (Figure 5.1, Figure 5.2)。屋外で無風状態は殆ど無いため、QRH は常時機体を傾けて飛行している。

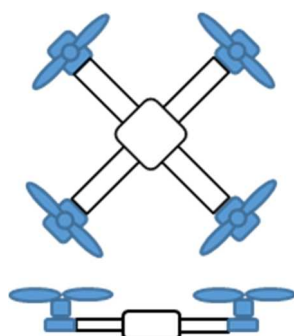


Figure 5.1 QRH

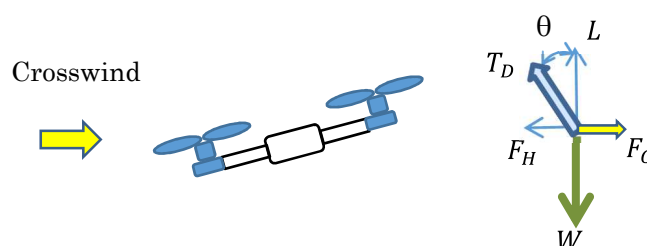


Figure 5.2 Airframe inclination under crosswind

空中撮影では機体の傾きによって映像も傾いて記録される。そのためジンバル装置にカメラを搭載し、機体の傾きとは逆方向にカメラを傾けて動きを相殺する。本研究ではジンバル機構の代わりにティルトロータ機構を用いるが、その役割は異なりロータ推力を偏向させることで、機体姿勢を傾けずに所望の方向へ飛行させる事が可能である。

一般に QRH は固定ピッチのロータが用いられるため、推力偏向のためにティルトロータ機構(Tilting Mechanism for Rotor; TMR)を適用することが容易である。クアドティルトロータヘリコプタ(Quad Tilt Rotor Helicopter; QTRH)を適用できるフレーム形式は2種類が考えられる(Figure 5.3)。「H」タイプは推力偏向による損失が殆ど無いが、移動方向に制限がある。「X」タイプは推力偏向による合成で相殺成分があるため推力損失が生じる。しかしながら移動方向に制限が無く、全方向に均一な推力が得られる。そこで本研究では QTRH に「X」タイプを採用する。この「X」タイプは横風等の外乱下でも機能し、水平姿勢の維持が可能である(Figure 5.4)。QTRH は TMR が使用されるとき偏向角度に従って揚力が減少する。そのためフライトコントローラは全体のロータ回転数を上げて揚力を補償する必要がある。また屋外環境では強風も予想されるため、QTRH の余裕推力は通常の QRH よりも大きくとる必要があり、TMR の最大偏向角に依存する。TMR の実装には、ティルト機構の強度および精度が重要であり、ロータ回転による共振も発生するためダンパも必要となる。

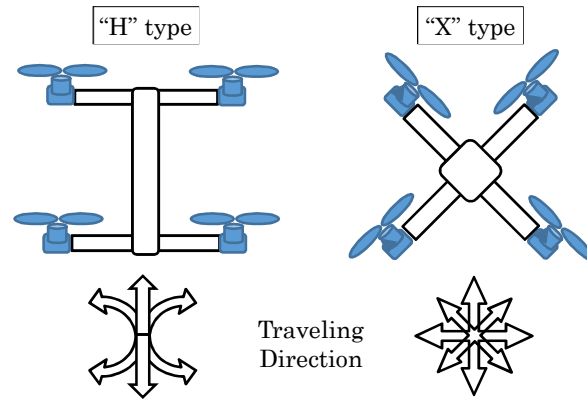


Figure 5.3 Tilt axis of QTRH

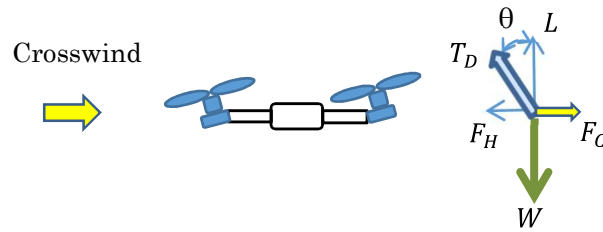


Figure 5.4 QTRH under crosswind

5.2.1 クアッドロータヘリコプタ

本研究では「X」タイプの QRH を用い、各ロータを TMR 構造にする。各ロータは反トルクを生じるため、回転方向を時計回り (CW; Clock Wise) と反時計回り (CCW; Counter Clock Wise) に各 2 個設定し反トルクを相殺している。対角のロータは同方向に回転する (Figure 5.5)。

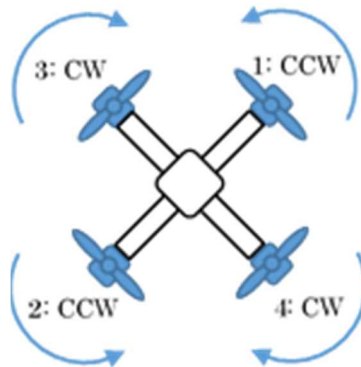


Figure 5.5 Rotation direction of rotors

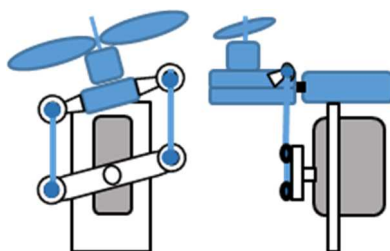


Figure 5.6 Structure of TMR



Figure 5.7 Assembled TMR

5.2.2 ティルトロータ機構

TMR はサーボモータから平行リンクによって駆動される(Figure 5.6, Figure 5.7)。そして 4 個のサーボモータは RC 送信機から 2 チャンネル分の信号で制御される。各 TMR に位相誤差があると推力損失を生ずるため、QTRH では TMR の正確な位相調整が必要である。

TMR によって、スキッド効果と安定効果が得られる。スキッド効果は総推力の水平成分によって発生し、垂直成分は揚力となる。これらの成分と偏向角度との関係は式(5.1), (5.2)で表される。

$$H = T \sin \theta \quad (5.1)$$

$$L = T \cos \theta \quad (5.2)$$

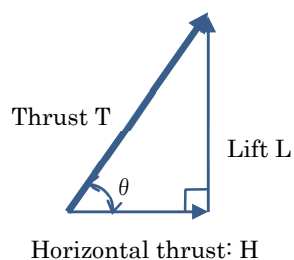


Figure 5.8 Orthogonal components of total thrust

また水平の推力成分は横風等の外乱に対して効果があり、乱流に対して有効な安定効果も得られる(Figure 5.4)。TMR は各ロータの推力を個別に傾斜させ、その合成ベクトルに従って進行方向が決定される(Figure 5.9)。さらに QTRH は外乱に対してロバスト性が得られるが、TMR によって次のような損失が発生する。

- ・機体重量の増加・複雑な機構と制御
- ・ティルトによって生ずる揚力低下および相殺推力

このうち最も重要なのは重量増加である。しかしながら、TMR は同目的で提案した他の 2 方式[2][5]と較べて簡単なため、機体重量の増加は僅かである。

TMR は次のような 2 つの偏向制御方法が考えられ、推力偏向による効果が異なる。

- ・逆相方式 (Figure 5.9, スキッド効果；直進運動)
- ・同相方式 (Figure 5.10, Yaw 効果；回転運動)

本研究では TMR の偏向制御に逆相方式を採用し、実験機を試作して飛行試験を行う。TMR によるスキッド効果は QTRH の姿勢維持機能および高度維持機能によって達成される。制御システムには、3 つのフライトモードがあるマニュアルモードおよびノーマルモードでは、TMR が中央で固定される。ノーマルモードおよびスキッドモードでは、フライトコントローラが姿勢安定機能および高度維持機能によりロール、ピッチ、およびスロットルを自動制御し、水平に機体姿勢を維持する。この時オペレータは RC 送信機から TMR の推力偏向を所望の方向へ操作する。高度維持機能の制御フローを Figure 5.11 で示す。

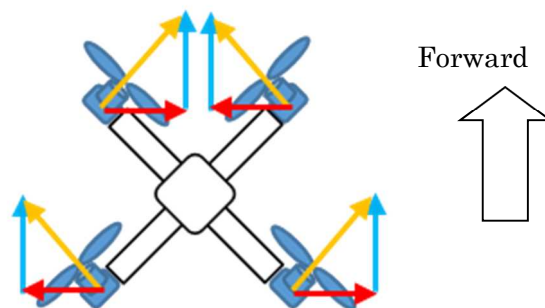


Figure 5.9 Resultant vector of impellent with TMR
(Anti-phase)

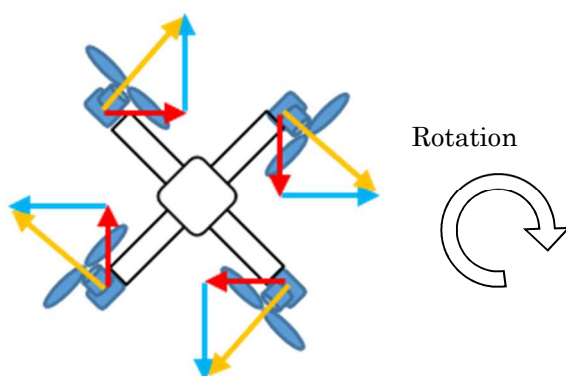


Figure 5.10 Resultant vector of impellent with TMR
(In-phase)

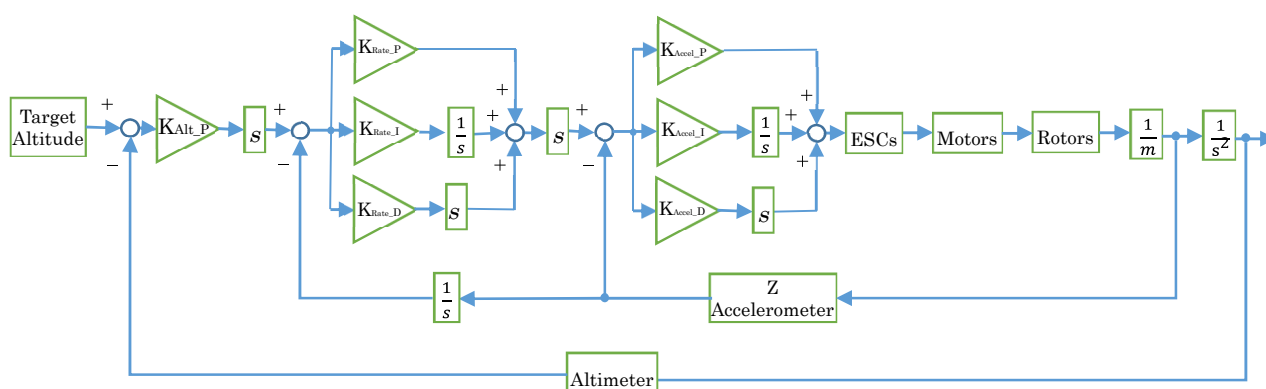


Figure 5.11 Altitude Hold Function

5.3 飛行実験

従来の QRH は水平方向の推力成分を得るために機体を進行方向へ傾ける。また横風等の外乱に対して機体姿勢を維持する場合も姿勢制御装置が機体を傾けることで対抗推力を得て飛行姿勢を維持する。その結果、QRH の飛行姿勢は常に傾いている。

本研究では、QRH の水平姿勢を維持するために TMR を装備した QTRH を試作した。そして屋内で飛行実験を行い(Figure 5.12)、横風等の外乱に対する飛行試験も併せて行うことで QTRH の性能を評価する。

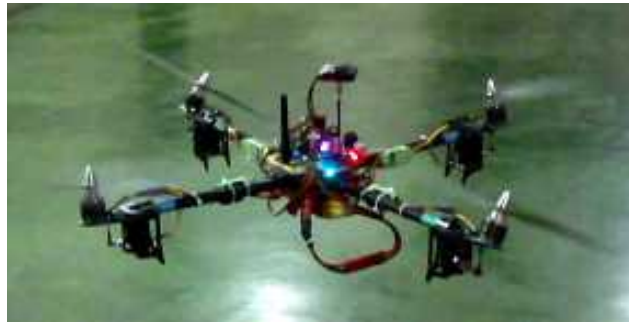


Figure 5.12 Scene of experiment



Figure 5.13 Experimental setup of TMR-equipped QTRH

5.3.1 QTRH の実験機体

一般に QRH のロータには保護枠がないため、人間や動物の近辺での飛行は、かなり危険である。この問題はロータをダクテッドファンにすることで改善でき、同目的でダクテッドファンを用いた先行研究[5]を行っている。本研究で開発した QTRH は、通常の QRH に TMR を追加した構造であり、電動機のため TMR には DC ブラシレスモータ、電子速度制御装置(ESC; Electric Speed Controller)およびサーボモータが装備される。

QTRH のフレーム構成は全方向へ移動が可能で構造も簡単な「X」タイプ (Figure 5.13)を選択した。詳細仕様を Table 5.1 および Table 5.2 で示す。

Table 5.1 Specifications of QTRH

Span of rotor		610 [mm]
Height		120 [mm]
Width		425 [mm]
Weight (including batteries)		1.41 [kg]
Battery	For motor	LiPo 3 Cell (35 C, 2450 mAH)
	For radio Control	LiPo 2 Cell (25 C, 350 mAH)

Table 5.2 Specifications of TMR

Rotor	APC Slow Flight 11 x 4.7 [inch]
Motor	NTM 28-26 kV:1000 [rpm/V], 235 [W]
Servo motor	JR Propo DS359HV 3.5 [kg-cm], 0.2 [s/60°], 6[V]
ESC	Turnigy Multistar 20 [A]

Table 5.3 Experimental conditions

Environment	Indoor
Area	4 [m] × 8 [m]
Altitude	1.5 [m]
Velocity	Constant
Motions	Alternating Motion Rotary Motion Hovering Motion

5.3.2 フライトコントローラ

搭載されるフライトコントローラは機体の姿勢制御、高度制御および位置制御を行い、Ardu Pilot Mega (APM) を用いている。APM はオープンアーキテクチャであり、回路およびソフトウェアが公開されている。APM のファームウェアには ArduCopter、地上 PC には Mission Planner (MP) を用いる。APM には 4 種類のセンサ(3 軸ジャイロ、3 軸加速度、3 軸磁気および気圧)が内蔵され、GPS モジュールも追加装備している。フライトコントローラの各種情報はリアルタイムに 10Hz で地上 PC へ無線データ伝送され、通信装置には XBee を用い

ている。フライトコントローラからのテレメトリデータは地上 PC の MP で GUI 操作でき、各種パラメータの設定、センサ情報および制御信号が記録される。RC 装置は 14 チャンネルのシステム(XG14、RG731BX、XB1-CV4、JR Propo 社)を用い、そのうち 7 チャンネルを使用する。操縦に 4 チャンネル、TMR 操作に 2 チャンネル、フライトモード設定に 1 チャンネルを用いた。4 つの TMR は構造が同じで、90°毎に割り当てる(Figure 5.14)。受信機からサーボモータへの信号は 2 分配および逆転設定が必要であるが、Table 5.4 で示すように XBus システムで実現している。スキッドモードモードではオペレータの操縦操作は RC 送信機で 45°のベクトル変換が成され、2 チャンネルの信号に合成して送信される。RC 送信機のみキシング設定を Table 5.5 で示す。またサーボモータの電力消費が大きいためバッテリーは制御用と動力用を搭載する。

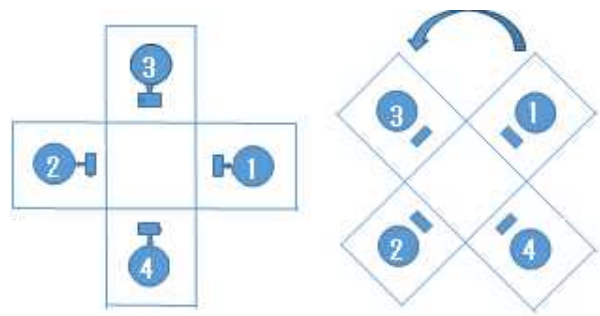


Figure 5.14 Layout of servo motor for TMR

Table 5.4 Servo motor name for TMR

RC Channel		Aux2	Aux3
Rotor Axis		1-2 Axis	3-4 Axis
Rotor No.	1	XBus 7-1	
	2	XBus 9-1	
	3		XBus 7-2 (Reverse)
	4		XBus 9-2 (Reverse)

Table 5.5 Program mixing for RC transmitter

Program No.	Primary > Secondary	High Position (%) Low Position (%)
1	Roll > 1-2 Axis	Down -100 Up -100
2	Pitch > 3-4 Axis	Left +100 Right +100
3	Pitch > 1-2 Axis	Down +100 Up +100
4	Roll > 3-4 Axis	Left +100 Right +100

5.3.3 フライトモード

フライトモードは次の 3 つを用意し、必要に合わせて切り換える。

- ・マニュアルモード：離着陸に用いるモード(姿勢安定制御)
- ・ノーマルモード：QRH と同じ通常モード(高度維持制御)
- ・スキッドモード：TMR を用いる滑走モード(高度維持制御)

本研究では TMR の制御に逆位相型を用いる。QTRH は姿勢安定制御および高度維持制御の 2 つの自動制御が支えている。飛行試験は高度維持制御がノーマルモードおよびスキッドモードで用いられる。Figure 5.19 および Figure 5.20 で制御フローを示し、Table 5.6 で舵操作を示す。

Table 5.6 Operation in flight mode

Operation item		Flight mode	
		Normal	Skid
QRH	Roll Pitch	Manual (Operator)	Automatic (APM)
TMR	Forward/Backward Right/Left	Non- operational	Manual (Operator)

マニュアルモードは離着陸に用いられ、姿勢安定制御のみ行われる。ノーマルモードでは TMR を中央で固定し動作しないので、通常の QRH と同じである。スキッドモードではオペレータの操縦操作は TMR を制御し、フライトコントローラは姿勢安定制御および高度維持制御によりロール、ピッチ、ヨーおよびスロ

ットルを自動制御し機体を水平に保つ。スキッドモードで飛行する場合、TMRを傾斜させることで推力損失が発生して揚力が減少するが、スロットルの自動制御で損失を補償し、高度が一定に維持される。高度は気圧センサによって測定され、一定高度を維持するために二重のPIDフィードバックで制御される。

5.3.4 実験方法

本研究では、3つの実験飛行を行う。

・飛行試験1 (Ex. 1) : 折り返し直線運動

機体は6mの定区間を高度1.5mで前後に折り返し定速運動で飛行する。姿勢変化をスキッドモードとノーマルモードで比較する(Figure 5.15)。ピッチ軸の姿勢変化が観測される。

・飛行試験2 (Ex. 2) : 円運動

機首を前向きに保ち、高度1.5mで直径2.5mの円を定速運動で飛行する。姿勢変化をスキッドモードとノーマルモードで比較する(Figure 5.16)。ロール軸とピッチ軸が同時に変化する状況で姿勢変化が観測される。

・飛行試験3 (Ex. 3) : 横風テスト

大型ファンによって発生させた横風に対し、ホバリングする際の姿勢安定性を観測する。飛行試験は屋内で行い、ファンから機体までの距離は2.5m、高度は1.2m、風速は4m/sであった。姿勢変化をスキッドモードとノーマルモードで比較する (Figure 5.17, Figure 5.18)。

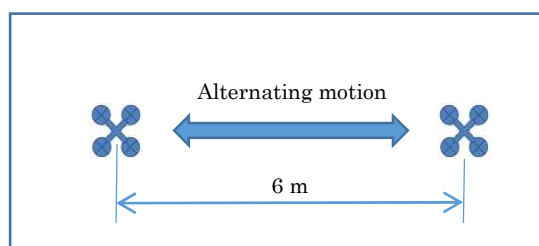


Figure 5.15 Flight pattern of Ex. 1

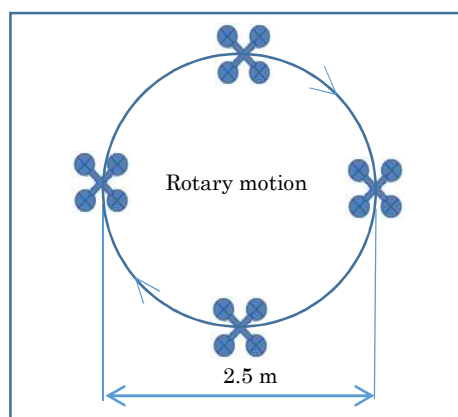


Figure 5.16 Flight pattern of Ex. 2

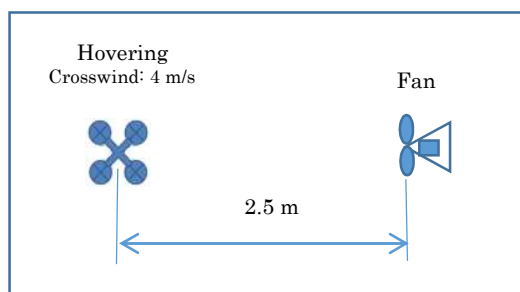


Figure 5.17 Flight pattern of Ex. 3



Figure 5.18 Scene of Ex. 3

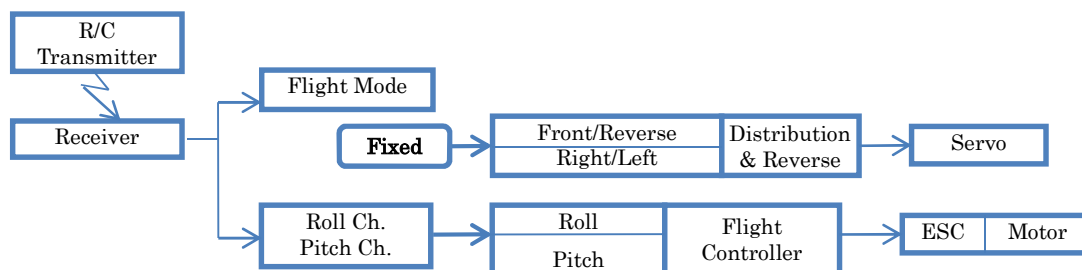


Figure 5.19 Flow of normal flight

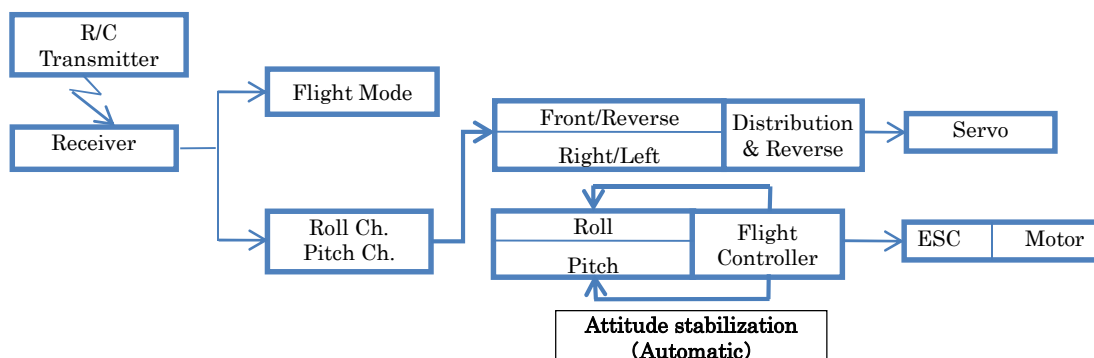


Figure 5.20 Flow of skid flight mode

5.4 結果

実験結果から観測されたフライトモードは、以下の通りである：

- ・ マニュアルモード： 離着陸時に用いる
- ・ ノーマルモード： QRH と同様に傾斜する飛行
- ・ スキッドモード： 水平姿勢を維持する飛行

5.4.1 飛行試験 1 (Ex. 1)： 折り返し直線運動

飛行試験 1 におけるロールとピッチの姿勢角および角加速度の変化を Figure 5.21, Figure 5.22 および Table 5.7, Table 5.8 で示す。二つの図から機体の姿勢角および角速度において期待通りの時間変化が観測できる。2つのフライトモードの違いは明らかで、標準偏差の比較において姿勢角で約 3.0 倍、角速度で約 1.9 倍の違いがある。

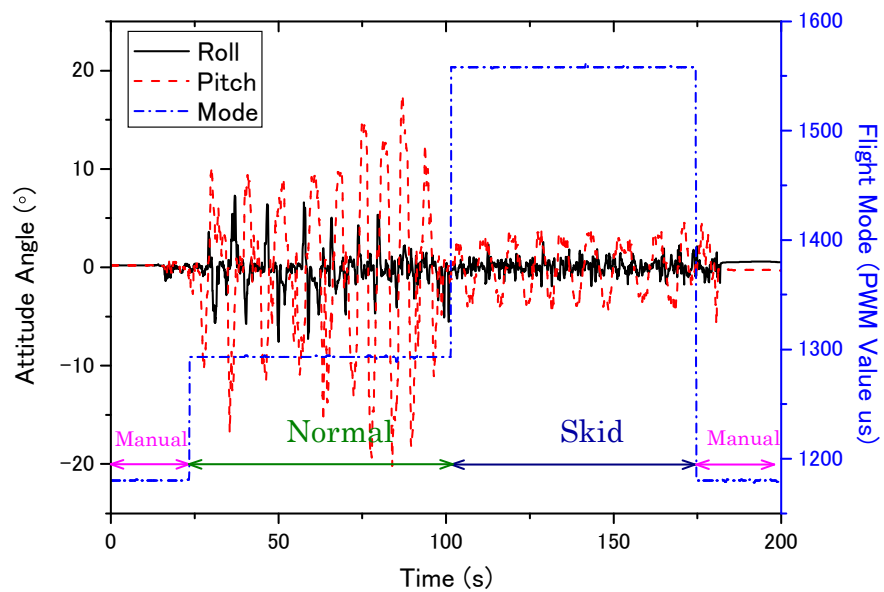


Figure 5.21 Attitude angle of airframe in Ex. 1

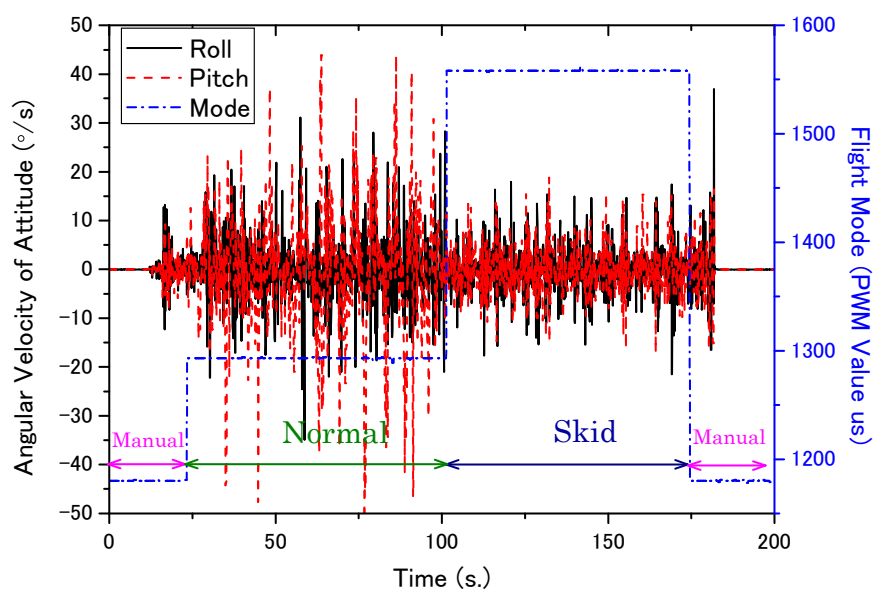


Figure 5.22 Angular velocity of airframe in Ex. 1

Table 5.7 Statistical comparison of angle in Ex. 1

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	-0.21	1.96	7.29	-7.59	14.88
	Skid	0.04	0.71	2.57	-1.94	4.51
	Ratio		0.364			0.303
Pitch	Normal	-0.30	8.00	17.55	-20.16	37.71
	Skid	0.02	2.37	4.57	-4.58	9.15
	Ratio		0.296			0.243

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: °]

Table 5.8 Statistical comparison of angular velocity in Ex. 1

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	0.04	7.63	31.11	-34.92	66.04
	Skid	-0.15	5.20	17.91	-21.45	39.36
	Ratio		0.681			0.596
Pitch	Normal	-0.12	12.85	43.88	-51.33	95.21
	Skid	0.01	4.97	18.85	-17.09	35.94
	Ratio		0.386			0.378

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: °/s]

5.4.2 飛行試験 2 (Ex. 2)：円運動

試験飛行 2 におけるロールとピッチの姿勢角および角加速度の変化を Figure 5.23, Figure 5.24 および Table 5.9, Table 5.10 で示す。これらの図から機体の姿勢角および角速度において期待通りの時間変化が観測できる。2 つのフライトモードの違いは明らかで、標準偏差の比較において姿勢角で約 3.8 倍、角速度で約 2.9 倍の違いがある。

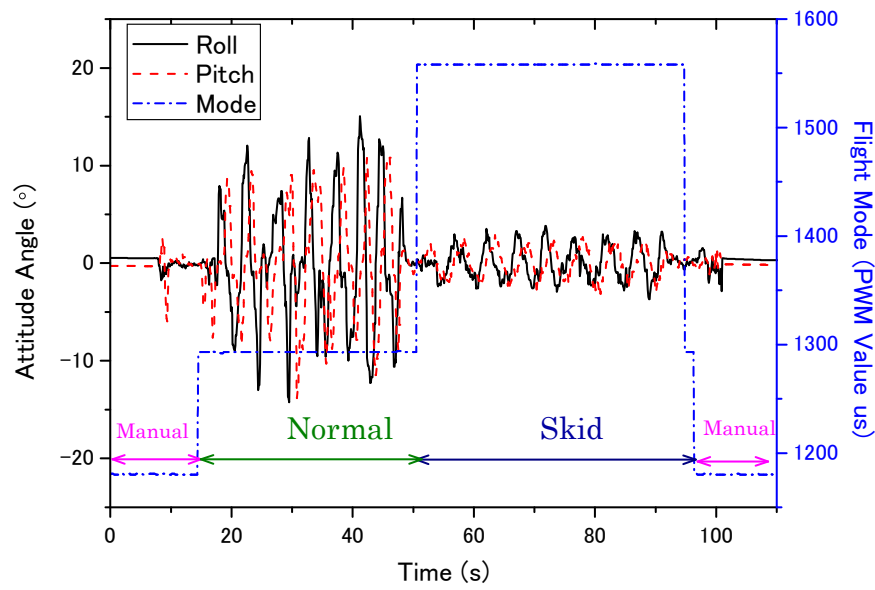


Figure 5.23 Attitude angle of airframe in Ex. 2

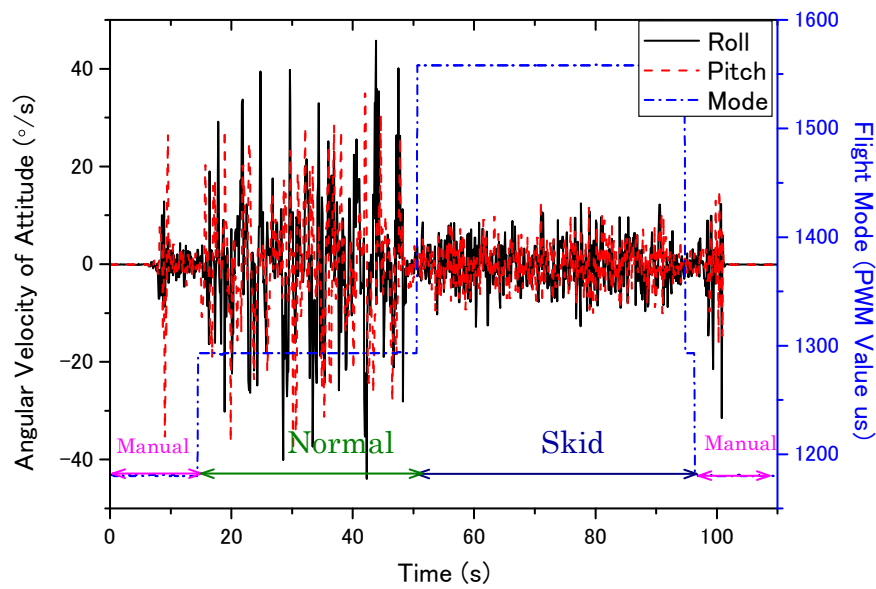


Figure 5.24 Angular velocity of airframe in Ex. 2

Table 5.9 Statistical comparison of angle in Ex. 2

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	-0.07	6.25	15.08	-14.24	29.32
	Skid	0.05	1.65	3.82	-3.68	7.50
	Ratio	0.263				0.256
Pitch	Normal	-0.12	5.33	10.83	-13.86	24.68
	Skid	0.02	1.39	2.88	-3.14	6.02
	Ratio	0.261				0.244

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: °]

Table 5.10 Statistical comparison of angular velocity in Ex. 2

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	0.12	13.71	45.78	-43.95	89.73
	Skid	-0.14	4.61	12.49	-12.79	25.27
	Ratio		0.337			0.282
Pitch	Normal	-0.32	11.72	34.98	-38.22	73.20
	Skid	-0.02	4.26	13.00	-10.05	23.05
	Ratio		0.363			0.315

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: %/s]

5.4.3 飛行試験 3 (Ex. 3)：横風テスト

試験飛行 3 におけるロールとピッチの姿勢角および角加速度の変化を Figure 5.25, Figure 5.26 および Table 5.11, Table 5.12 で示す。2つのグラフから機体の姿勢角および角速度において期待した傾向は見られるが他の飛行試験ほど明らかな差は無い、標準偏差の比較において姿勢角で約 2.4 倍、角速度で約 1.2 倍の違いがある。

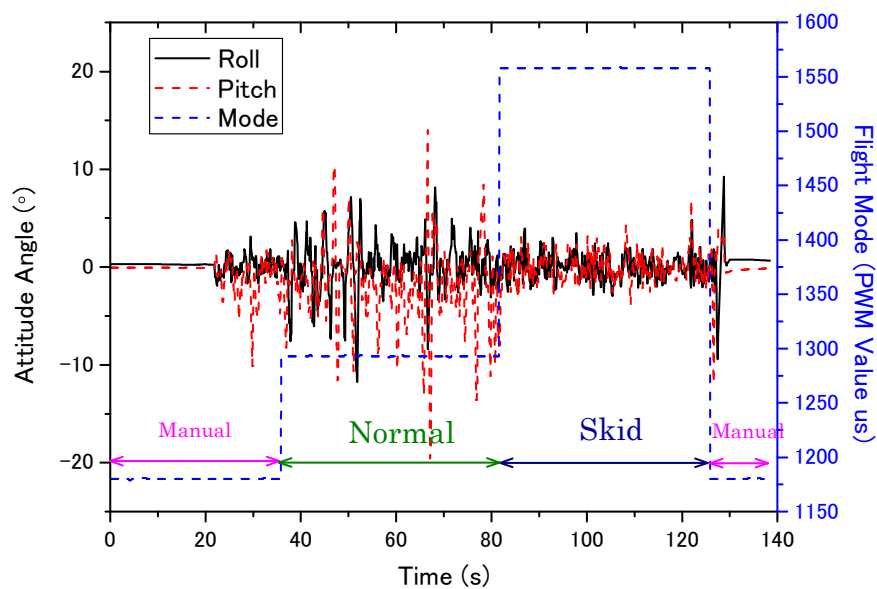


Figure 5.25 Attitude angle of airframe in Ex. 3

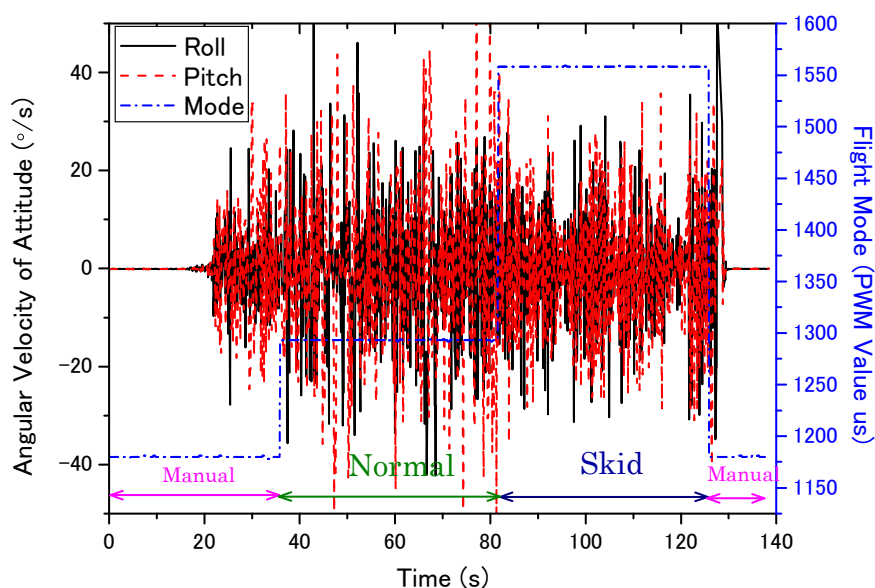


Figure 5.26 Angular velocity of airframe in Ex. 3

Table 5.11 Statistical comparison of angle in Ex. 3

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	0.08	2.70	8.17	-11.73	19.90
	Skid	0.00	1.22	4.82	-2.97	7.79
	Ratio		0.453			0.392
Pitch	Normal	-1.73	3.95	14.00	-19.61	33.61
	Skid	0.00	1.51	6.84	-8.05	14.89
	Ratio		0.381			0.443

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: °]

Table 5.12 Statistical comparison of angular velocity in Ex. 3

		Mean	Std. Dev.	Max.	Min.	Range
Roll	Normal	-0.75	14.51	56.33	-42.18	98.51
	Skid	0.13	11.35	35.50	-31.29	66.80
	Ratio		0.782			0.678
Pitch	Normal	0.00	14.51	69.98	-54.69	124.66
	Skid	0.09	13.40	40.25	-35.57	75.82
	Ratio		0.923			0.681

Ratio = Skid / Normal Range = Max. – Min. [Unit: %/s]

5.5 結言

本章では、本研究の目的を達成するための第 3 段階としてティルトロータ型クアドロータヘリコプタを提案し、本方式の機体構造、試作実験機および飛行試験および結果について述べた。

参考文献

- [1] M. Miwa, Y. Shigematsu, T. Yamashita, “Control of Ducted Fan Flying Object Using Thrust Vectoring,” *Journal of System Design and Dynamics*, Vol.6, No.3, pp.322-334, Jun. 2012.
- [2] A. Imamura, M. Miwa, J. Hino, J.-H. Shim, “Extra Thruster for Quad Rotor Helicopter,” *Proceedings of the 8th International Society of Intelligent Unmanned Systems (ISIUS)*, pp.587-591, Oct. 2012.
- [3] M. Miwa, S. Uemura, Y. Ishihara, J.-H. Shim, A. Imamura, K. Ioi, “Attitude Control of Quad Ducted-Fan Helicopter,” *Proceedings of the 8th International Society of Intelligent Unmanned Systems (ISIUS)*, pp.280-284, Oct. 2012.
- [4] M. Miwa, S. Uemura, Y. Ishihara, A. Imamura, J.-H. Shim, K. Ioi, “Evaluation of Quad Ducted-Fan Helicopter,” *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*, Vol.1, No.2, pp.187-198, 2013.
- [5] A. Imamura, S. Uemura, M. Miwa, J. Hino, “Flight Characteristic of Quad Ducted Fan Helicopter with Thrust Vectoring Nozzles,” *Proceedings of the 9th International Society of Intelligent Unmanned Systems, ICIUS-2013-034*, Sep. 2013.
- [6] M. Ryll, H. H. Bülthoff, P. R. Giordano, “Modeling and Control of a Quadrotor UAV with Tilting Propellers,” *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp.4606-4613, May 2012.
- [7] M. Ryll, H. H. Bülthoff, P. R. Giordano, “First Flight Tests for a Quadrotor UAV with Tilting Propellers,” *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp.295-302, May 2013.
- [8] P. Segui-Gasco, Y. Al-Rihani, Hyo-Sang S., A. Savvaris, “A novel actuation concept for a multi rotor UAV,” *IEEE International Conference on Unmanned Aircraft Systems*, pp.373-382, May 2013.

第 6 章 結論

6.1 序言

本章では、本研究の目的を達成するための試作・実験した 3 種類の機体について結論を述べ、総合的に比較評価を行う。

6.2 偏向補助推力型クアドロータヘリコプタ

QRH に装着した ET を操作することで、水平移動が可能となることが実験的に確認された。実験結果の統計的な評価ではスキッドモードの効果を示すノーマルモードとの差は小さかったが、視覚的には明らかな効果が確認された。スキッドモードの操縦感覚は明らかに異なるものであるが、習熟にさほど時間は要しない。

第 3 章で検討したスキッドモードによる水平移動や横風対応は、空中撮影や対地計測に新たな利用形態を提供できることが可能であるが、機構の複雑さや重量の増加もある。昨今、カメラジンバルが高性能化されている事を鑑みると、本方式の実用化には多くの改良が必要である。

第 3 章で指摘した問題は、次のような異なるアプローチにより解決の可能性がある。

- ・ 推力機構を Ducted Fan (DF)に変更し、DF はベクターノズルで推力偏向する Quad Ducted fan Helicopter (QDH)
- ・ QRH の各ロータに Tilt 機構を付加し、1 軸のみ偏向する Quad Tilt Rotor Helicopter (QTRH)

何れの方式も一長一短があるため、利用目的に合わせた最適な方式を検討する。さらに QDH および QTRH の実験機を試作し、実験飛行によりその効果を検証する。本論文の補助推力方式とあわせた 3 方式の結果を比較する。

6.3 推力偏向ノズル型クアドダクテッドファンヘリコプタ

第 4 章ではクアドロータヘリコプタの推力装置にダクテッドファンを採用

し、併せてベクターノズルにより推力偏向する機体を提案した。試作機体による飛行特性の結果は不十分であるが、機体を傾けずに飛行が可能となることを示した。しかしながら機体構造が複雑になり、重量増や調整に時間を要する点が問題である。航空機にとって重量増は深刻な問題である。しかしながら氷上滑走のような飛行特性は空撮や精密計測にとって有効な手段と考える。

今後は DF をより高推力の物に変更して試作する。ただしバッテリーの電圧や容量の増大、機体の補強が必要になることが見込まれる。したがって更なる重量増により、結果は再び重量とのトレードオフとなることが予想される。

6.4 ティルトロータ型クアッドロータヘリコプタ

第5章では、QRH に TMR を付加し、推力偏向機能を持たせた QTRH を提案した。機体を傾けずに飛行が可能となる事を目的に実験機体を試作し、3種の飛行試験を行った。実験結果から目的がほぼ達成されていることを確認した。先行研究で提案した2方式（補助推進型 QRH，推力偏向ノズル型 QDH）のメカニズムよりも簡単、軽量でありながら良好な結果が得られている。

QTRH は先行研究と目的が同じでありながら機構が簡単のため重量増加が僅かである。また大きなスキッド効果が達成されているので、この方式の実用性は高い。ただし傾斜角の増加に従って推力損失が増えるので、揚力の低下により高度が下降する。したがって、スキッドモードでは高度補償が必要である。TMR の偏向制御で逆相方式がもたらす相殺成分は、所望の方向へ推力偏向を発生させるために必要な損失であるが、補償可能な範囲なので無視できる。本論文では、TMR の偏向制御に逆相方式を用いたが、今後の研究課題として、同相方式も利用可能にする。

6.5 総合評価

本研究の目的に沿って3方式の機体を提案し、実験機の試作、飛行試験を行った。これらの結果を Table 6.1 のように8項目で比較した。

Table 6.1 Comparison of three methods

Comparison item	Extra Thruster for QRH	Thrust Vectoring Nozzles for QDH	Tilting Rotor for QRH
Skid Effect	○	◎	◎
Robustness of Crosswind	◎	○	△
Structural simplicity	△	×	○
Required battery	2×3300mAH 4Cell	2×2450mAH 4Cell	1×2450mAH 3Cell
Flight duration	4 min.	2 min.	5 min.
Effect of Power (Rate)	1465 W (4.5)	2161 W (6.6)	326 W (1)
Cost	△	×	○
Lightweight	×	△	○
Quietness	△	×	○

本研究の最大の目的であるスキッド効果については推力偏向ノズル型が最も良く僅差でティルトロータ型が良い、しかし横風の耐性について両型はあまり良くない。横風耐性と機体重量には相関が認められ重量が重たい方が良い、有人のヘリコプタでも軽量のヘリコプタは強風に弱い傾向がある。また電力効率（1秒当たりの電力消費量）の比較ではティルトロータ型が圧倒的に良い結果となっている。

これらの総合的な比較からティルトロータ型 **QRH** が本研究の目的に最適な方式と判断される。

6.6 結言

本章では、本研究の目的を達成するための試作・実験した3種類の機体について結論を述べ、総合的に比較評価を行った。その結果、本研究の主目的であるスキッド効果でティルトロータ型が最高の評価となった。さらに推力偏向機構がシンプルかつ軽量な点を考慮し、本研究の目的に最適な推力偏向方式であると判断した。

付録

1. フライトコントローラについて

本研究で試作した実験機は、Figure A.1 で示すような制御系で構成される。

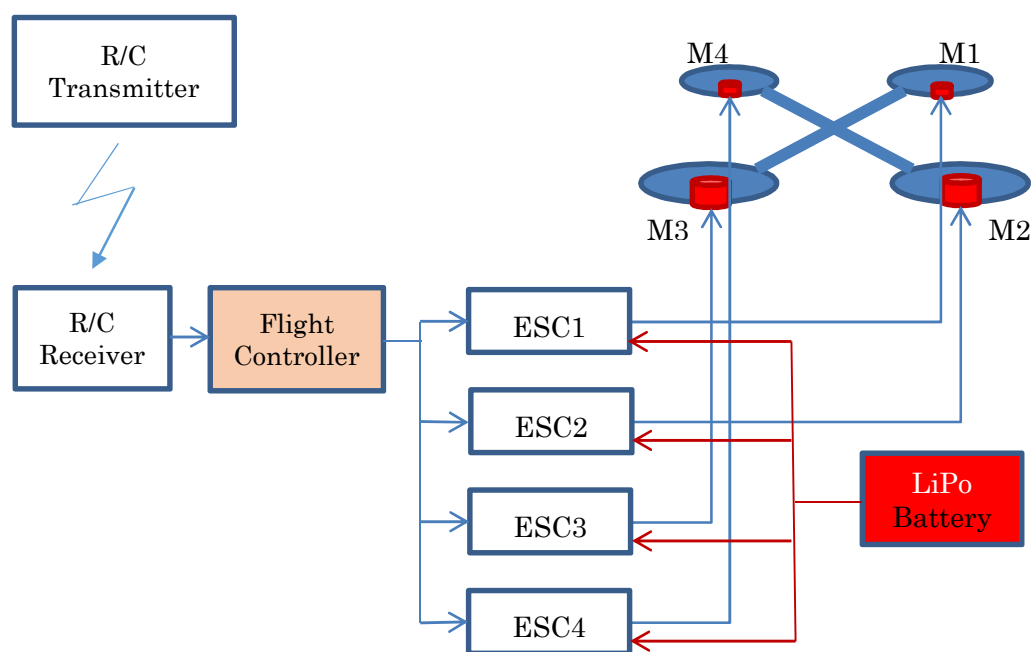


Figure A.1 実験機の制御系



Figure A.2 APM 2.6

機体に搭載されるフライトコントローラは機体の姿勢制御、高度制御および位置制御を行い、Ardu Pilot Mega (APM) 2.6(米国 3D Robotics 製, Figure A.2)を用いる。APM はオープンアーキテクチャ, オープンソースであり、回路およびソフトウェアが公開されている。APM のファームウェアは次の 3 種類が公開されている。

- ArduPlane (飛行機用)
- ArduCopter (ヘリコプタ用)
- ArduRover (自動車用)

本研究では APM のファームウェアに ArduCopter Ver. 3.1 をインストールし、Quad で X 型に設定して使用する。

APM には次の 4 種類のセンサが内蔵されている。

- 3 軸ジャイロ (角加速度を検出、積分にて角速度と角度を計算)
- 3 軸加速度 (重力加速度の検出で水平が検出可能)
- 3 軸地磁気 (機体が傾斜しても正確な方位を検出)
- 気圧 (離陸点からの相対高度を検出)

さらに外部センサとして次の 3 種類がオプションで接続可能である。

- GPS (絶対位置を検出、3 軸地磁気センサを搭載するタイプもある)
- 超音波 (5m以下の対地高度を計測)
- フロー (画像の流れから移動方向を検出)

オプションセンサは GPS に地磁気センサを搭載したタイプのみ用いる。磁気センサを APM の外部に設置することで、電流による電磁誘導を軽減する事ができる。

フライトコントローラにはテレメトリ機能が有り、各種情報をリアルタイム(10Hz)で地上 PC へ無線伝送され、通信装置には Digi International 社の XBee Pro ZB (2.4GHz 帯 XBee)を用いている。

通信機能としては次の 3 種類を内蔵している。

- USB (com port 互換)
- テレメトリ (2.4GHz帯 XBee または 920MHz 帯, com port 互換)
- I2C (外部モジュールとの通信)

また内蔵のジャイロセンサを利用してジンバル装置の制御も可能であるが、昨今流行のブラシレス・ジンバルの方が高性能なため APM のジンバル機能は使わない。

2. グランドステーションについて

地上局 PC にはグランドステーション用のソフトウェアとして Mission Planner (MP) 1.3 を用いた。MP もオープンソースであり、主な機能は次の通りである。

- APM ヘファームウェアをダウンロード (Figure A.3)
- RC 操縦装置やセンサの校正 (Figure A.4)
- APM の各種パラメータの設定 (Figure 4.5)
- ログの記録および表示 (Figure A.6)
- WayPoint の設定 (Figure A.7)

フライトコントローラからのテレメトリによるログデータは地上 PC の MP で GUI 操作できる。ログデータには、操縦情報、センサ情報および制御信号が記録される。そのため PC にはテレメトリ用のトランシーバを USB 接続し、ドライバソフトウェアをインストールしておく。

さらに機能向上したソフトウェアとして APM Planner Ver2 の公開が始まっている。

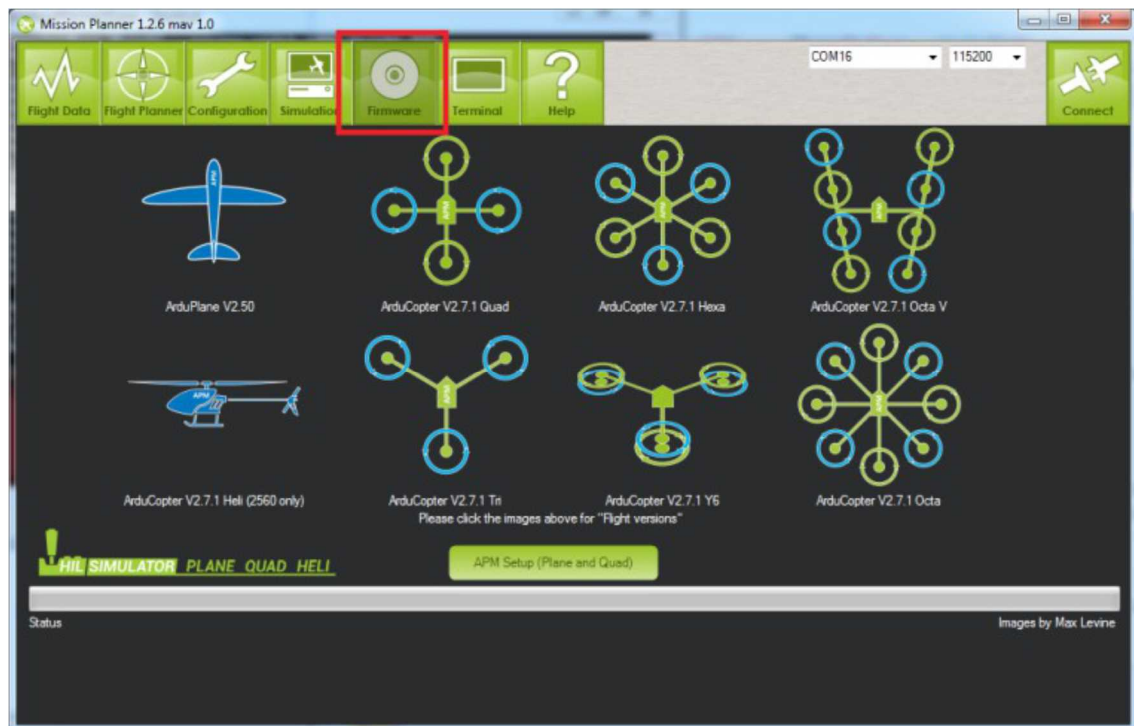


Figure A.3 Download for APM Firmware

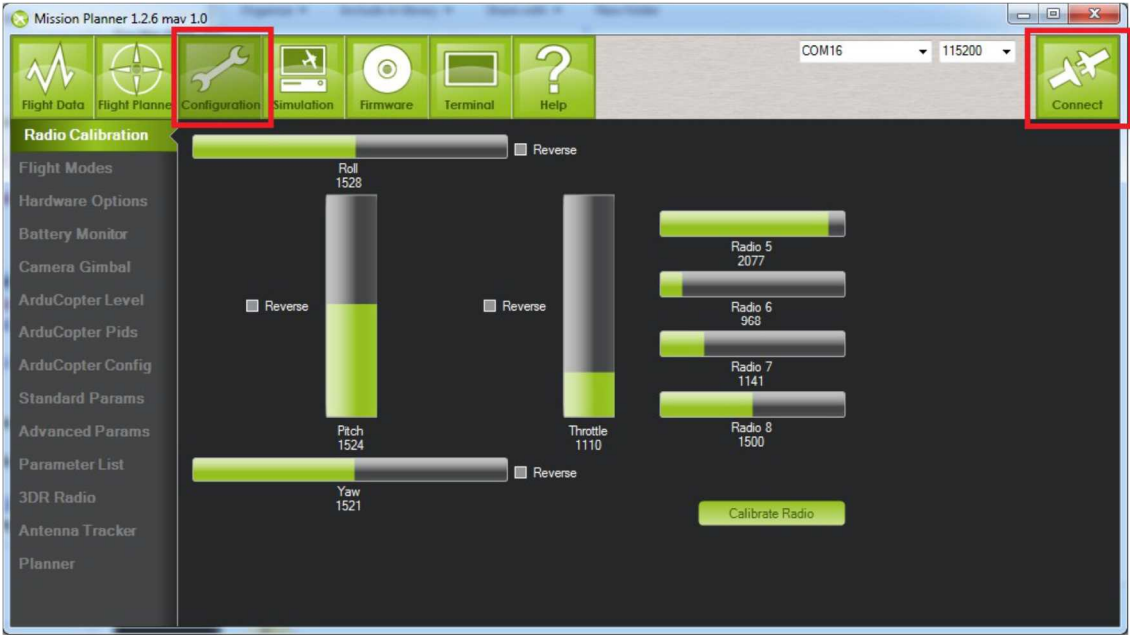


Figure A.4 Calibration for RC Transmitter

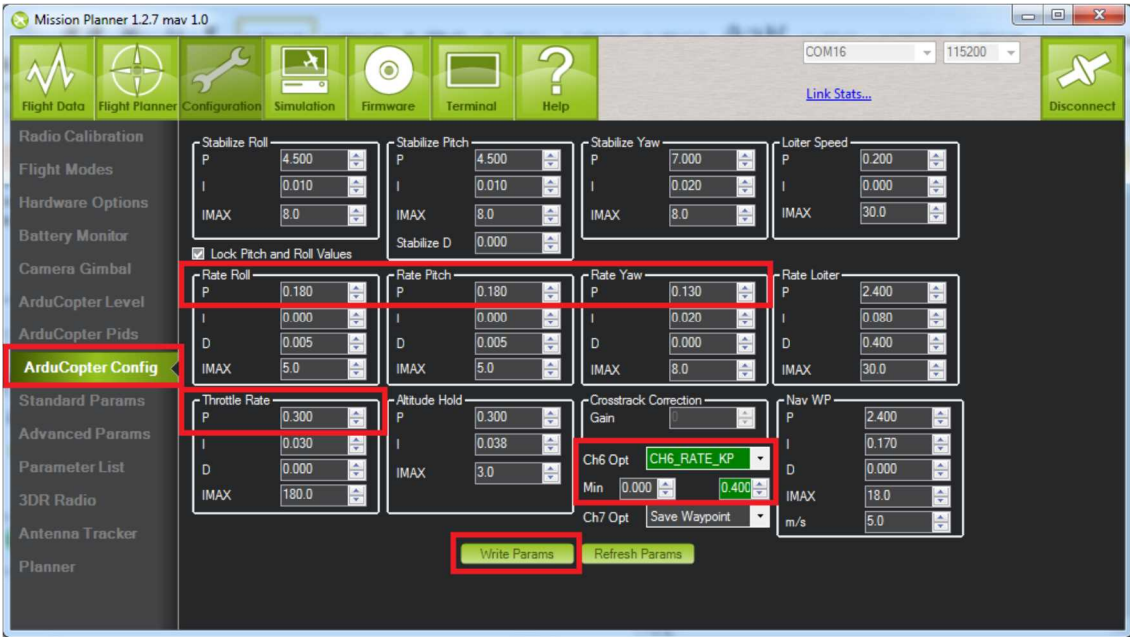


Figure A.5 Setting for Control Parameter



Figure A.6 Display for Telemetry Data



Figure A.7 Setting for Way Points

本論文に関する原著論文

A. 学術論文

- (1) Akitaka Imamura, Shinji Uemura, Masafumi Miwa and Junichi Hino, “Flight Characteristics of Quad Ducted Fan Helicopter with Thrust Vectoring Nozzles,” The Journal of Unmanned System Technology, Vol 2, No 1 (2014), pp. 54-61, 2014-06.
- (2) Akitaka Imamura, Yasuyuki Urashiri, Masafumi Miwa, Junichiro Hino, “Flight Characteristics of Quad Rotor Helicopter with Tilting Rotor,” The Journal of Instrumentation, Automation and Systems, Vol 1, No 2 (2014), pp. 56-63, 2014-11
- (3) Akitaka Imamura, Masafumi Miwa, Junichi Hino, “Flight Characteristics of a Quadrotor Helicopter Using Extra Deflecting Thrusters,” The Journal of Instrumentation, Automation and Systems, Vol 1, No 2 (2014), pp. 64-71, 2014-11

B. 国際会議発表

- (1) A. Imamura, M. Miwa, J. Hino, J.-H. Shim, “Extra Thruster for Quad Rotor Helicopter,” 8th International Conference on Intelligent Unmanned Systems, 131, 2012-10
- (2) A. Imamura, S. Uemura, M. Miwa, J. Hino, “Flight Characteristic of Quad Ducted fan Helicopter with Thrust Vectoring Nozzles,” 9th International Conference on Intelligent Unmanned Systems, 034, 2013-09
- (3) A. Imamura, Y. Urashiri, M. Miwa, J. Hino, “Flight Characteristics of Quad Rotor Helicopter with Tilting Rotor,” 10th International Conference on Intelligent Unmanned Systems, 156, 2014-09

C.国内口頭発表

- (1) 今村, 三輪, 日野, 沈, “補助推力装置を用いるクアッドコプタの水平移動,” 第 55 回自動制御連合講演会論文集, 1185, 2012-11
- (2) 今村, 植村, 三輪, 日野, “ベクターノズル型クアッドコプタの移動特性,” 第 49 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋季大会講演論文集, A4, 2012-11
- (3) 今村, 三輪, 日野, “クアッドコプタのマニューバ制御による三次元計測システム,” 第 13 回計測自動制御学会システムインテグレーション部門講演論文集, 3F1-7, 2012-12
- (4) 今村, 植村, 三輪, 日野, “ベクターノズル型クアッドコプタの飛行特性,” 日本航空宇宙学会, 第 44 期年会講演会講演集, B08, 2013-04
- (5) 今村, 三輪, 日野, “クアッドコプタのマヌーバ制御による測域センサの三次元化,” 日本機械学会, ロボットメカトロニクス講演会 2013, 1A2-G07, 2013-05
- (6) 今村, 植村, 三輪, 日野, “ベクターノズル型クワッドコプタによる定姿勢飛行,” 日本航空宇宙学会, 第 51 回飛行機シンポジウム講演集, 1F01, 2013-11
- (7) 今村, 三輪, 日野, “可変ピッチ型クアッドロータヘリコプタによるマヌーバの制御特性,” 日本航空宇宙学会, 第 44 期年会講演会講演集, D13, 2014-04
- (8) 今村, 三輪, 日野, “マルチコプタに搭載された測域センサの三次元化,” ロボットメカトロニクス講演会 2014, 2A1-F03, 2014-05
- (9) 今村, 三輪, 日野, “クアッドロータヘリコプタのティルトロータ機構による水平維持,” 第 15 回計測自動制御学会システムインテグレーション部門講演論文集, 3M1-3, 2014-12

D.共著論文

・ 学術論文

- (1) Masafumi Miwa, Shinji Uemura, Yashuyuki Ishihara, Akitaka Imamura, Joon Hwam Shim and Kiyoshi Ioi, “Evaluation of quad ducted-fan helicopter,” International Journal of Intelligent Unmanned Systems, Vol.1, No. 2, pp.187-198, 2013
- (2) Masafumi Miwa, Kunou Shingo, Shinji Uemura, Akitaka Imamura, “Attitude Control of Quad-Rotor Helicopter with COG Shift,” Hirofumi Niimi, Journal of the Japanese Society for Experimental Mechanics, Vol.13, No. Special Issue (2013), pp.s102-s107, 2013.
- (3) Masafumi Miwa, Kunou Shingo, Akitaka Imamura and Hirofumi Niimi, “Quad Rotor Helicopter Control with Humanoid Robot,” The Journal of Unmanned System Technology, Vol 2, No 1 (2014), pp. 40-47, 2014-06.

・ 国際会議発表

- (1) Masafumi Miwa, Shingo Kunou, Shinji Uemura, Akitaka Imamura and Hirofumi Niimi, “Attitude Control of Quad-Rotor Helicopter with Mass Balance,” Proc. of the ISEM12 in Taipei, pp.119-121, Nov. 2012.
- (2) M. Miwa, S. Uemura, Y. Ishihara, A. Imamura, J.-H..Shim, K. Ioi, “Attitude Control of Quad Ducted-Fan Helicopter,” 8th International Conference on Intelligent Unmanned Systems, pp.280-284, Oct. 2012
- (3) M. Miwa, S. Kunou, A. Imamura, H. Niimi, “Quad Rotor Helicopter Control with Humanoid Robot,” 9th International Conference on Intelligent Unmanned Systems, page 133, Sep. 2013

・ 国内口頭発表

- (1) 石原, 山下, 三輪, 今村, 五百井, “4 発ダクトファンヘリコプターの姿勢制御,” 日本機械学会, ロボティクス・メカトロニクス講演会 2012, 2A2-K11 頁, 2012-05

- (2) 三輪, 植村, 今村, ”マルチダクトファンヘリコプタの飛行特性,” 精密工学会, 第 17 回知能メカトロニクスワークショップ, M2-1, 2012-08
- (3) 三輪, 山下, 植村, 今村, ”ダクトファンを用いた各種飛行体の特性,” 第 55 回自動制御連合講演会論文集, 1094, 2012-11
- (4) 三輪, 植村, 今村, ”ダクトファンを用いたマルチコプタ,” 第 49 回日本航空宇宙学会中部・関西支部合同秋季大会講演論文集, B5, 2012-11
- (5) 植村, 今村, 三輪, ”ダクトファンを用いたマルチコプタの制御,” 中国四国支部第 51 期総会・講演会, cs51-1011 頁, 2013-03
- (6) 植村, 今村, 三輪, ”ダクテッドファンを用いたマルチコプタの制御,” 日本航空宇宙学会, 第 44 期年会講演会講演集, B07, 2013-04
- (7) 植村, 今村, 三輪, ”マルチダクテッドファンヘリコプタの制御,” 日本機械学会, ロボットメカトロニクス講演会 2013, 1A2-F10, 2013-05
- (8) 植村, 今村, 三輪, ”ダクトファンを用いたマルチコプタの飛行制御,” 日本機械学会, 第 13 回「運動と振動の制御」シンポジウム(MOVIC2013), B31 頁, 2013-08
- (9) 植村, 今村, 三輪, ”マルチダクテッドファンヘリコプタの飛行制御,” 日本航空宇宙学会, 第 51 回飛行機シンポジウム講演集, 2F04, 2013-11
- (10) 三輪, 植村, 今村, 二井見, ”重心移動によるマルチコプタの操縦,” 日本機械学会 中国四国支部第 52 期総会・講演会, 709 頁, 2014-03
- (11) 植村, 今村, 三輪, ”マルチコプタの推力装置としてのダクトファンの性能評価,” 日本機械学会 中国四国支部第 52 期総会・講演会, 717 頁, 2014-03
- (12) 植村, 今村, 三輪, ”マルチダクトファンヘリコプタの性能評価,” 日本機械学会, ロボットメカトロニクス講演会 2014, 2A1-D01, 2014-05
- (13) 中川, 今村, 入江, 三輪, ”ベクターノズル型ダクテッドファンを用いたクアッドロータヘリコプタの水平飛行,” 平成 26 年電気関係学会関西連合大会論文集, G3-9, 2014-11

謝辞

本論文は、徳島大学大学院先端技術科学教育部教授日野順市博士のご指導の下に、筆者が徳島大学大学院先端技術科学教育部知的力学システム工学専攻在学中に行った研究成果をまとめたものである。本研究の遂行に当たり、懇篤なる御教示、御鞭撻を賜った日野順市教授に衷心より謝恩の意を表する次第である。

本論文をまとめるに際し、徳島大学大学院先端技術科学教育部准教授三輪昌史博士には入学前からお世話になり、大学院進学のお機会をいただいたことは生涯にわたり感謝の意を表したい。また懇切丁寧なる御教示、御助言を賜った。ここに深く感謝の意を表する次第である。

また制御工学研究室で過ごした3年間に会った諸兄弟からは多くを学ばせていただき感謝する次第である。特に3年間共に過ごし、共同研究者でもある植村慎司君には感謝の意を表す次第である。

さらに実験に使用した試作機の多くの部品は日本遠隔制御(株)より安価もしくは無償で提供いただいた。元社長 久山昇二様には長年にわたり便宜を図っていただいたことに感謝する次第である。参考論文の共著者でもある同社サービス課 浦尻泰行様には修理だけでなく、難解な使い方について指導いただいたことに感謝する次第である。また同社技術開発部およびヘリコプタ事業部の皆様にも感謝の意を表す次第である。

無人航空機の研究を始めるに当たり、関西 VTOL 研究会に参加したことが起点となっている。この研究会を主宰された(株)創機システムズ社長 荻本健二様からは研究費の提供や多くの便宜を図って頂いたことに感謝の意を表す次第である。

最後に本研究の遂行に当たり勤務先の大阪産業大学工学部電子情報通信工学科の皆様には職務の軽減などご協力頂いたことに感謝の意を表す次第である。歴代の学長、工学部長および理事長には社会人学生の許可を頂いたことに感謝の意を表す次第である。また情報制御研究室の卒研究生、大学院生および卒業生の諸君にも実験に協力いただいたことに感謝の意を表す次第である。